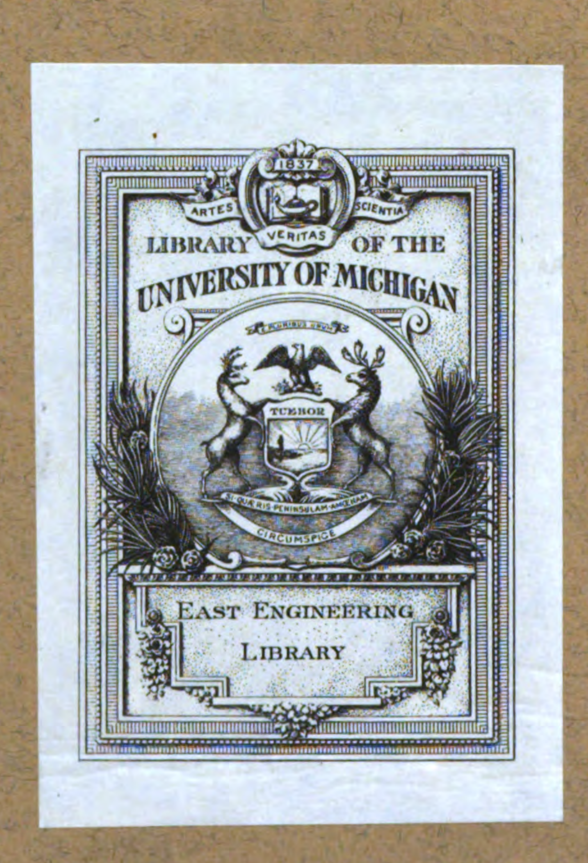

C 3 9015 00354 767 9
University of Michigan – BUHR




1837
ARTES
VERITAS
SCIENTIA
LIBRARY OF THE
UNIVERSITY OF MICHIGAN
TUEBOR
SI QUAERIS PENINSULAM AMOENAM
CIRCUMSPICE
EAST ENGINEERING
LIBRARY





Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Herausgegeben von der

WISSENSCHAFTLICHEN
GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V. (WGL)

Mit Beiträgen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen sowie der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof und des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin

Schriftleitung:

HAUPTMANN a. D. G. KRUPP

Geschäftsführer der Wissenschaftl. Gesellschaft für Luftfahrt E.V. (WGL)

Wissenschaftliche Leitung:

Dr.-Ing.e.h.Dr.L.PRANDTL

Prof. a. d. Univ. Göttingen u. Dir. d. K.W. Inst. für Strömungsforschung, verb. mit der Aerodynam. Versuchsanstalt, Göttingen

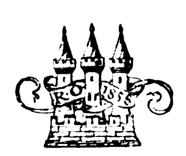
Dr.-Ing. WILHELM HOFF

Professor an der Technischen Hochschule Berlin, Dir. der Deutschen Versuchsanstalt f. Luftfahrt, Adlershof

17. JAHRGANG

1926

Mit 735 Abbildungen im Text



MÜNCHEN UND BERLIN 1926

DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

Sachliches Register.

Abbildungen.

Bücherbesprechungen.

Autoren.



Sachliches Register.

Luftfahrt-Rundschau.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

1. Heft 14. Januar 1926 17. Jahrgang

Der Kirsten-Boeing-Propeller.[1])

Von H. Sachse.

Ein von dem gebräuchlichen Schraubenpropeller völlig abweichendes Vortriebsmittel für Luft- und Wasserfahrzeuge ist vor einiger Zeit von dem Deutsch-Amerikaner F. K. Kirsten, Professor an der Universität Washington, angegeben und mit Unterstützung des amerikanischen Flugzeugindustriellen W. E. Boeing ausgeführt worden. Die erfolgreichen Versuche führten zur Gründung der »Kirsten-Boeing Engeneering Co.« in Seattle (Washington), die sich mit der weiteren Vervollkommnung und Herstellung der »K.-B.«-Propeller befaßt.

Die Vorzüge des neuen Propellers sind im wesentlichen durch die Einstellbarkeit des Schubes in jede beliebige Richtung innerhalb der zur Drehachse des Systems senkrechten Ebene und durch den erzielbaren guten Wirkungsgrad gekennzeichnet. Der Propeller, der in seinem Aufbau den Schaufelrädern, welche beispielsweise zum Vortrieb von Flußschiffen gebräuchlich sind, außerordentlich ähnelt, unterscheidet sich jedoch von diesen dadurch grundsätzlich, daß sämtliche Blätter gleichzeitig in dem Flüssigkeitsmedium (Luft oder Wasser) arbeiten. Diese Tatsache bedingt, um eine gerichtete Vortriebskraft zu erhalten, eine sinnfällige Steuerung der einzelnen Schaufeln. Abb. 1 zeigt im Schema

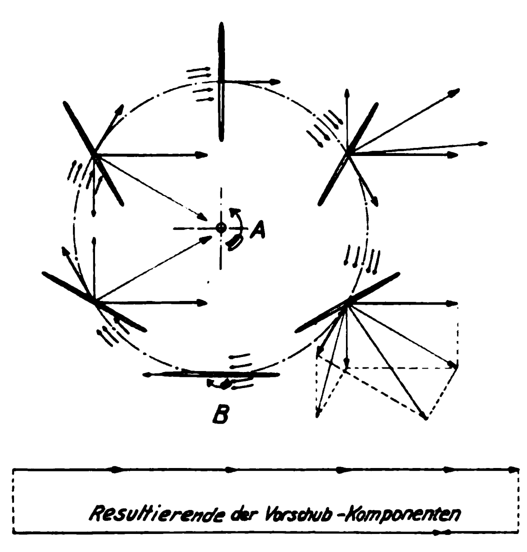


Abb. 1. Schematischer Aufriß des Propellers.

den Aufriß eines derartigen — sechsschaufeligen — Rades. Der Pfeil A gibt die Drehrichtung des gesamten Systems an. Die zur Richtung des Schubstromes erforderliche Steuerung der Blätter erfolgt dadurch, daß die einzelnen Blätter entgegengesetzt zur Drehrichtung des ganzen Systems (Pfeil B) um ihre eigene Achse gedreht werden, und zwar mit der halben Winkelgeschwindigkeit, so daß das einzelne Blatt bei einer Umdrehung des ganzen Systems nur eine Drehung von 180° vollführt. Die dann bei ruhend gedachtem Arbeitsmedium auf die einzelnen Blätter wirkenden Kräfte sind in der Abbildung eingezeichnet. Durch die tangential auf das Blatt treffende Strömung erfährt dieses eine Kraft, die in der Abbildung in zwei Komponenten zerlegt ist. Eine von diesen liegt in der Strömungsrichtung, also tangential zum Bahnkreis und stellt den Widerstand des Blattes dar, der durch das Drehmoment der Antriebsmaschine überwunden wird. Die andere Komponente ist nochmals in eine »Vorschubkomponente« und eine Seitenkraft zerlegt, so daß diese Seitenkräfte der verschiedenen Blätter sich aufheben, d. h. nur als Zapfendrücke innerhalb des Systems zur Geltung kommen. Die Summe der Vorschubkomponenten gibt dann den Gesamtvorschub des Propellers an. Abb. 2 veranschaulicht noch einmal den Lauf des einzelnen

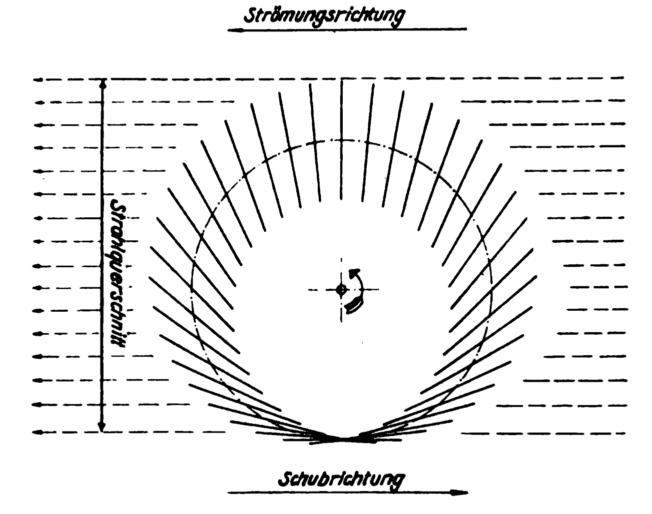


Abb. 2. Laufbahn eines Blattes.

Blattes und gibt die Richtung des entstehenden Stromes und seinen Querschnitt an. Die gewünschte Schubrichtung kann durch Änderung der jeweiligen Stellung der Blätter ohne Umkehrung der Drehrichtung durch eine einfache, von den auftretenden Kräften nicht belastete Vorrichtung eingestellt werden.

Diesen Überlegungen folgend, wurde zunächst ein kleines Rad von 260 mm Bahndurchmesser und 150 mm Blattlänge ausgeführt, welches versuchsweise in den Windkanal der Universität in Washington eingebaut wurde. Die Wirkung dieses Versuchsrades erwies sich als ausgezeichnet. Ein größeres Modell gestattete die Anstellung genauer Untersuchungen über die Drehzahlen und auftretenden Kräfte bei verschiedenen Relativgeschwindigkeiten zwischen Propeller und strömendem Arbeitsmittel und zeitigte insbesondere die Erkenntnis, daß die beste Wirkung von dem Verhältnis der Blattbreite zum Bahndurchmesser abhängt. Die erzielten Erfolge erlaubten nunmehr, an Versuche großen Maßstabes heranzugehen.

Die Veränderlichkeit der Schubrichtung muß sich für das Luftschiff mit seinen dreidimensionalen Bewegungsrichtungen besonders vorteilhaft auswirken. Werden die Propeller mit ihrer Drehachse senkrecht zur Vertikalebene des Luftschiffkörpers eingebaut, so ist es möglich, den Schub nach oben zu lenken, um das Schiff herunterzubringen oder den Schub nach unten zu richten, um dem Schiff Auftrieb zu erteilen, oder aber das Schiff vorwärts oder rückwärts zu treiben. Wenn anderseits die Propeller so angeordnet werden, daß ihre Drehachsen in der Vertikalebene liegen, so kann der Schub in jede Richtung innerhalb der Horizontalebene eingestellt werden und hierdurch das Schiff seitlich bewegt werden. Die Lenkfähigkeit des Schiffes wird hierbei außerordentlich erhöht.

Nunmehr wurde ein großer Propeller für Luftschiffe entworfen, dessen Ausführung Abb. 3 auf dem Prüfstand zeigt. Er war mit 24 Blättern von je 1,45 m Länge und 0,56 m Breite ausgerüstet, wobei der Bahndurchmesser rd. 4,6 m betrug. Links auf dem Bilde steht der Antriebsmotor, ein 400 PS Wright Flugmotor, der über ein Getriebe das Rad mit nur 225 U/min antrieb. Hierbei betrug der erzeugte Schub 960 kg. Abb. 4 zeigt das Rad im Betrieb. Die auf-

[1]) Vortrag, gehalten auf dem Flugtechnischen Sprechabend der WGL am 7. Dezember 1925.

gehängten kleinen Wimpel geben die Strömungsrichtung an; außerdem zeigt die Abbildung die Zugmeßvorrichtung, aus einer Federwage bestehend, die zwischen dem Rade und einem Festpunkt aufgehängt ist. In Abb. 5 ist ein Kranz des Rades in vorbildlicher Leichtbauweise dargestellt. Die

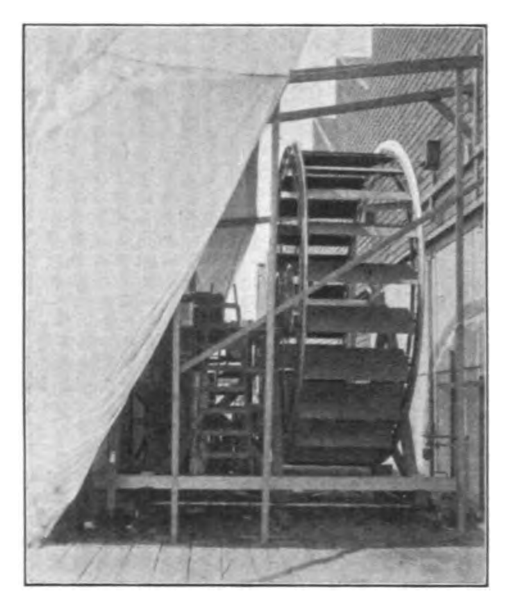


Abb. 3. Luftschiffpropeller auf dem Prüfstand.

Nabe besteht aus einem Aluminiumgußstück, der Kranz aus einer in Abb. 6 genauer gezeigten Duraluminkonstruktion, während als Speichen Stahlkabel eingezogen sind. In dem Bild sind ferner die Tragböcke für die Achsen der Schaufeln zu erkennen. Das antriebsseitige Gußstück mit den vier Aussparungen, durch welche die radialen Antriebswellen zur Blattdrehung geführt sind, zeigt Abb. 7. Der Aufbau des einzelnen Blattes mit einer Dural-Rohrachse mit Duralrippen und Stoffbespannung wird in Abb. 8 ge-

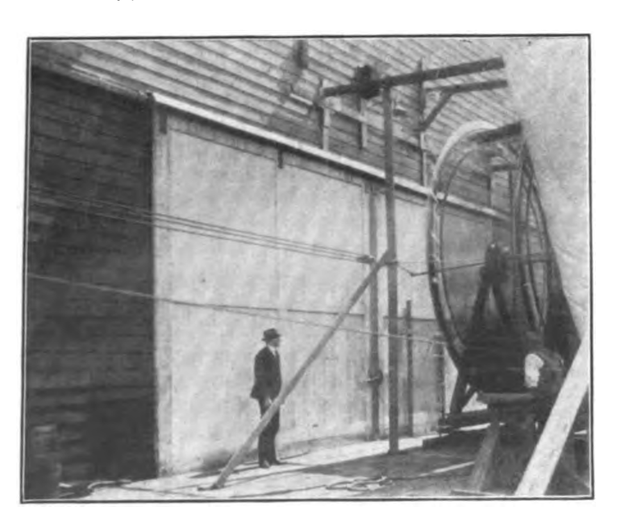


Abb. 4. Luftschiffpropeller im Betrieb (Zugmeßvorrichtung).

zeigt. Nachdem mit dem gekennzeichneten Versuchsrade gute Ergebnisse in bezug auf Wirkungsgrad, leichteste Einstellungsfähigkeit und durch die geringe Drehzahl bedingte vollkommene Geräuschlosigkeit erzielt waren, wurde der Einbau von Kirsten-Propellern für das amerikanische Heeresluftschiff »Shenandoah« vorgesehen. Die Abbildungen 9 und 10 zeigen die der amerikanischen Heeresleitung eingereichten Entwurfspläne. Man erkennt, daß der äußere Ring fortgefallen ist, die Blätter also freitragend in die Luft hineinragen. Es waren sechs Hauptpropeller so vorgesehen, daß ihre Achsen unter 30° zur Horizontalebene geneigt waren. Mit ihnen ist es möglich, den Schub außer für Vorwärts- oder Rückwärtsfahrt auch so einzustellen, daß Vertikalbewegungen des Luftschiffes erfolgen. Die im Heck eingebauten beiden Propeller liegen in der Vertikalebene und ersetzen die üblichen Seitenruderanordnungen, wobei

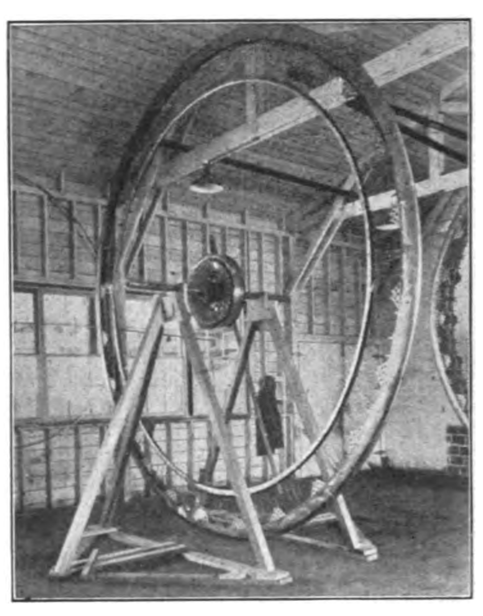


Abb. 5. Führungskranz.

sie beim Geradeausflug den Vortrieb unterstützen. An dem gezeigten Entwurf ist bemerkenswert, daß sämtliche Wellen, Streben, Lagerböcke und Motore in das Innere des Schiffes verlegt sind. Diese Anordnung bedingt die Verwendung eines unbrennbaren Traggases, z. B. Helium.



Abb. 6. Kranzkonstruktion.

Die Möglichkeit, dem Schiff durch die Propeller dynamischen Auftrieb zu erteilen, gestattet es jedoch, den Verlust des außerordentlich teueren Heliums bei längeren Flügen zu vermeiden. Man füllt hierzu die Gaszellen nur so weit voll, daß sie in der gewünschten Höhe ihre Prallhöhe erreichen. War das Schiff beim Start ausgewogen, so kann nach längerer Fahrt das Steigen des leichter werdenden (Brennstoffverbrauch) Schiffes durch die Schubeinstellung der Propeller aufgehoben werden. Praktisch wird man das Schiff nur mit dem halben, zu der geplanten Fahrt benötigten Brennstoffgewicht auswiegen und dem im ersten Teil der Fahrt zu schweren Schiff den fehlenden Auftrieb durch die Propeller

erteilen. Hierbei wird einmal das Abblasen von Traggas überflüssig, anderseits fallen auch die Einrichtungen zur Gewinnung von Ballastwasser aus den Auspuffgasen der Motore und mit ihnen Gewicht und Betriebsschwierigkeiten fort. Hinsichtlich der Ballast- und Trimmschwierigkeiten,

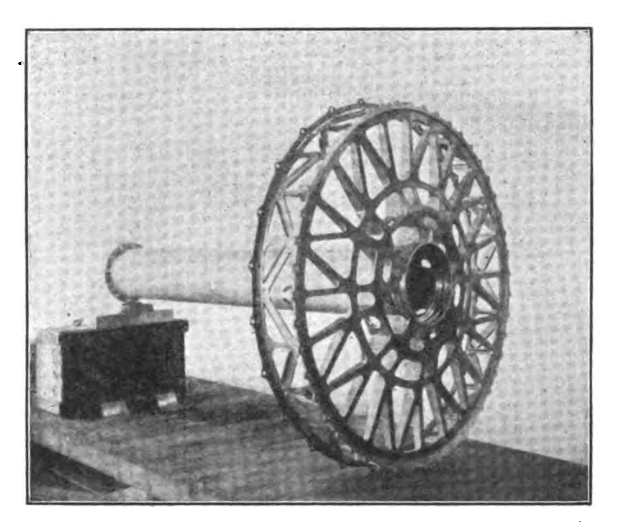


Abb. 7. Antriebsnabe.

welche bei Schiffen mit normalen Schraubenpropellern bestehen, bedeutet die K.B.-Propelleranordnung einen wesentlichen Fortschritt. Das Schiff kann jederzeit auf ebenem Kiel gehalten werden, da der Schub jedes Propellers augenblicklich in jede gewünschte Richtung eingestellt werden und einer Neigung des Schiffes entgegenwirken kann. Die Grenzen dieser Möglichkeit hängen natürlich von dem verfügbaren Propellerschub ab. Für diesen Fall sind die Propeller mit einem Schub von je 800 kg entworfen, welche für die sechs Hauptpropeller einen Gesamtschub von 4800 kg ergeben. Da die Steuerung eines mit K.B.-Propellern ausgerüsteten Schiffes unabhängig von der Fahrgeschwindigkeit ist, andererseits durch die Wirkung der

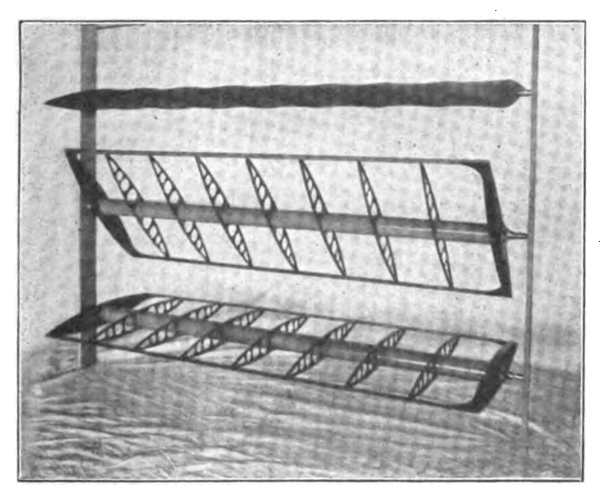


Abb. 8. Konstruktion der Schaufeln.

Propeller sehr große »Ruderkräfte« zur Verfügung stehen, so kann der Rumpf ausschließlich nach aerodynamischen Gesichtspunkten bei gleichem Volumen kürzer und gedrungener gebaut werden, man erhält ein Schiff, welches bei gleichem Materialaufwand größere Festigkeit aufweist. Die Bedienung des Schiffes wird ebenfalls außerordentlich vereinfacht, dank der Tatsache, daß die Motoren dauernd in der gleichen Richtung unabhängig vom eingestellten Schube umlaufen. Bei den normalen Manövern ist es nicht nötig, die Motoren stillzusetzen oder irgendwelche Kupplungen auszurücken, auch wenn man das Schiff bedingungslos halten will. Die Schubrichtung aller Propeller wird durch einen einzigen Mann, welcher die im Führerhaus angeordneten Räder betätigt, eingestellt, wobei die Übertragung durch einfache mechanische oder elektrische Anordnungen bewirkt wird. Der Einbau eines automatischen Selbststeuerers ist hierbei ohne weiteres möglich.

Im ganzen genommen wird das mit K.B.-Propellern versehene Schiff weniger wiegen als ein Schraubenschiff. Die Gewichte der Steueranlagen, Ruder, Motorengondeln usw. sind größer als das Gewicht der K.B.-Propeller, ab-

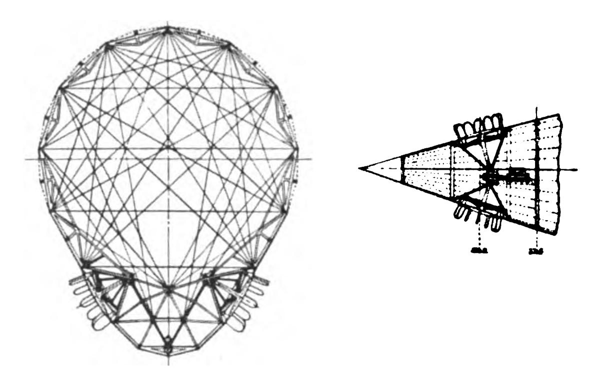


Abb. 9. Querschnitt durch Luftschiffentwurf.

gesehen davon, daß das Schiff weniger Ballast und eine kleinere Mannschaft benötigt, denn die ständigen Befehlsempfänger in den Motorengondeln fallen fort.

Die amerikanische Heeresleitung hatte den Einbau dieser Propelleranordnung in die Shenandoah genehmigt. Der Plan kam jedoch durch die inzwischen erfolgte Zerstörung des Schiffes nicht zur Ausführung. Da zurzeit kein anderes Luftschiff für diesen Zweck zur Verfügung steht, so ist die Weiterentwickelung des Luftschiffpropellers zunächst eingestellt worden.

Inzwischen wurden die gesammelten Erfahrungen dazu verwertet, einen Propeller zum Antrieb von Schiffen zu entwerfen. Es sind drei Modelle des Schiffspropellers ausgeführt und in ein Versuchsboot eingebaut worden. Bot der Luftschiffpropeller hinsichtlich des Leichtbaues Schwierigkeiten, so erforderte der Schiffspropeller besondere Maßnahmen zur Fernhaltung des Wassers vom Propellergetriebe. Das erste der ausgeführten Modelle hatte sechzehn Blätter, wobei jedes Blatt an seinem oberen Ende ein Stahlzahnrad trug, welches mit einem großen zentralen Zahnrad kämmte, das eine Innenverzahnung aufwies und über Planetenräder um ein feststehendes verstellbares Sonnenrad kreiste.

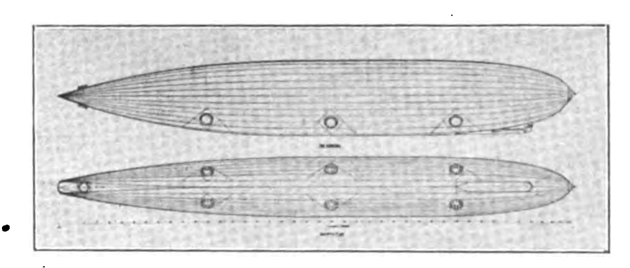


Abb. 10. Grund- und Seitenriß des Luftschiffentwurfs.

Die Blattachsen waren mit Kugellagern an ihrem oberen und Pockholzlagern an ihrem unteren Ende versehen. Bei der Prüfung ergab sich, daß die Mittel, die vorgesehen waren um das Wasser von den Stahlrädern und Kugellagern fernzuhalten, unzureichend waren. Es wurde ein zweites Modell gebaut, bei dem die Blatträder am Grunde der Blattspindeln saßen und aus Bronze bestanden. Diese Räder kämmten wieder mit einem Zentralgetriebe, ebenfalls aus Bronze, das auf einer Welle saß, welche zum Kopf des Propellers geführt war und dort mittels kleiner Steuerräder gedreht wurde, wie Abb. 11 zeigt. Dieses zweite Modell

bewies, daß die Blatträder aus Bronze den an sie gestellten Anforderungen gerecht wurden, trotzdem man hier auf jede Abdichtung verzichtet hatte und die Räder direkt im Wasser laufen ließ. Diese Entdeckung half die Hauptschwierigkeit, welche mit dem Entwurf dieses Propellers verknüpft war,

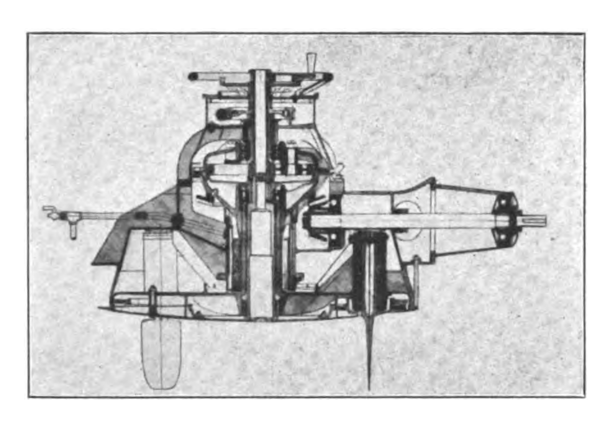


Abb. 11. Querschnitt durch Schiffspropeller (zweites Modell).

lösen. Die angestellten Probefahrten haben nach einer Versuchsfahrt von über 4000 Seemeilen in Süß- und Seewasser erwiesen, daß der Propeller in dieser Form praktisch brauchbar ist. Der Propeller war in ein Schnellboot von 11,6 m Länge und 2 m Breite mit einem 150 PS Antriebsmotor eingebaut. Die erreichte Geschwindigkeit betrug hierbei rd. 25 Seemeilen/std. Anschließend an die Versuchsfahrten wurde der Propeller in dem Marinemodellversuchsbassin in Washington untersucht. Hierbei wurde der Wirkungsgrad der Anordnung zu etwa 80 vH bei einem Slip von 20 vH festgestellt. Die weiteren Ergebnisse dieser Untersuchungen sind in einem Gutachten des Admirals

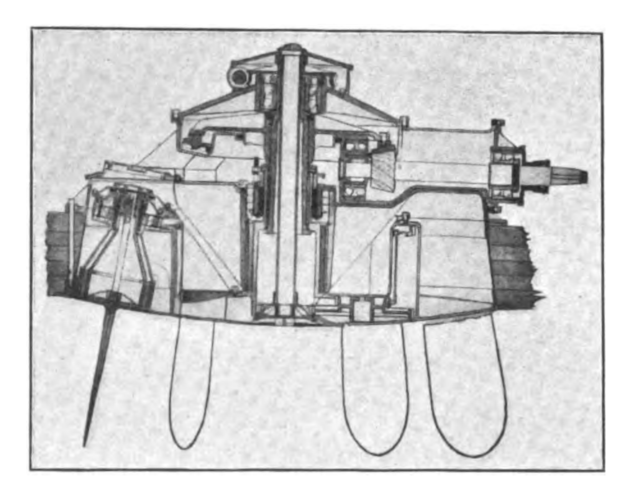


Abb. 12. Querschnitt durch Schiffspropeller (letztes Modell).

Taylor niedergelegt, welches in die Veröffentlichungen des Navy-Yard eingeordnet ist. Das mit dem K.B.-Propeller ausgerüstete Boot, das wegen der Einstellmöglichkeit des Schubstromes ebenfalls keine besonderen Ruder aufweist, zeigt eine ganz außerordentlich gesteigerte Manövrierfähigkeit. Schnellstes Umsteuern von voller Fahrt voraus auf volle Fahrt rückwärts, Fahren in einem Kreis von 30 m Radius bei voller Geschwindigkeit und Drehen auf der Stelle wurde mit dem Boot spielend erreicht. Die Konstruktion dieses Schiffspropellers ist nach den Erfahrungen mit dem zweiten Modell außerordentlich vereinfacht worden; Abb. 12 zeigt den Schnitt durch diese letzte Ausführung.

Die günstigste Schubverteilung für die Luftschraube bei Berücksichtigung des Profilwiderstandes.

Von Th. Bienen, Aachen.

Berichtigung.

In meinem, in Heft 10 und 11 dieser Zeitschrift (ZFM 1925) veröffentlichten Aufsatz mit obiger Überschrift ist mir ein bedauerliches Versehen unterlaufen, auf das ich liebenswürdigerweise von Herrn Dipl.-Ing. Grüß (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt) aufmerksam gemacht wurde.

Und zwar ist in Gleichung S. 224, Zeile 11 links oben ein x hineingeraten, das nicht dorthin gehört. Infolgedessen ändern sich die Ausführungen bis S. 226, Zeile 11 links oben, aus welchem Grunde ich den ganzen Abschnitt »Die günstigste Schubverteilung bei vorgegebenem Belastungs- und Fortschrittsgrad« in der richtigen Form nochmals vollständig bringe[1]):

Die günstigste Schubverteilung bei vorgegebenem Belastungs- und Fortschrittsgrad.

Der günstigste Außenhalbmesser, dessen Berechnung weiter oben von uns durchgeführt wurde, ist nun unglücklicherweise — besonders bei guten Gleitzahlen — bedeutend größer, als es mit Rücksicht auf die Herstellung der Luftschraube und den Aufbau des Flugzeuges erwünscht ist.

Will man eine kleinere Luftschraube verwirklichen, als es dem günstigsten Fortschrittsgrad entspricht, so lautet die Aufgabestellung in diesem Falle: Es ist diejenige günstigste Schubverteilung zu suchen, bei der bei gegebenem Fortschrittsgrad ein bestimmter Gesamtschub erreicht wird.

In Abb. 8 haben wir zwei Schubverteilungskurven (nach Gleichung (13)) aufgetragen. Zu $R_{\text{günst}}$ gehört der vor-

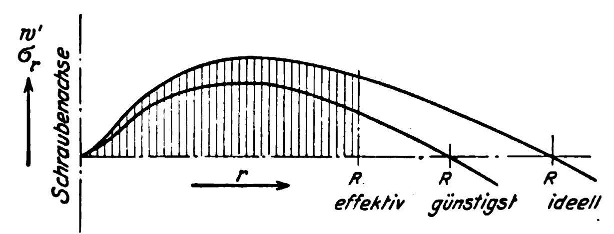


Abb. 8. Die günstige Schubverteilung bei begrenztem Außenhalbmesser.

gegebene Gesamtschub S bzw. der mittlere Belastungsgrad σ. Die Aufgabe besteht nun darin, den »ideellen« Halbmesser R_{ideell} derart zu bestimmen, daß bei Verteilung des Schubes nach der zu R_{ideell} gehörenden Kurve (die ihrerseits also für den ideellen Halbmesser die günstigste Verteilungskurve gemäß Gleichung (13) darstellt) bereits bei dem vorgegebenen effektiven Außenhalbmesser R_{eff} der verlangte Gesamtschub erreicht wird. Wie Abb. 8 zeigt, stellt die wirkliche (effektive) Schraube also einen Ausschnitt aus einer größeren — der ideellen — Schraube dar.

[1]) Ich benutze diese Gelegenheit, um einige Druckfehler in dem erwähnten Aufsatz zu berichtigen.

Es ist zu setzen S. 211, Gl. (6) und (6a)

$S w$ statt $S \omega$.

S. 212, Zeile 3 links oben streiche auf der rechten Seite η_i.

In Gl. (9) streiche jedesmal die Größe 2 in dem Ausdruck $\frac{\varepsilon}{2\lambda_r}$.

Die rechte Seite von Gl. (10) lautet:



$$\frac{2\left(w + \frac{w'}{2}\right) w'}{w^2}$$

Wir setzen

$$x = \frac{R_{\text{eff}}}{R_{\text{ideell}}} = \frac{\lambda_{\text{id}}}{\lambda_{\text{eff}}}$$

und integrieren (Gleichung (14)) über die zum ideellen Halbmesser gehörige Schubverteilungskurve, aber nur bis zu

$$R_{\text{eff}} = x\, R_{\text{id}},$$

da ja dann schon der vorgegebene Gesamtschub erreicht sein soll.

Gleichung (14) nimmt also nachstehende Form an:

$$\frac{S}{\gamma \frac{w^2}{2g} R_{\text{eff}}^2 \pi} =$$

$$= \sigma = \frac{1}{\eta_a} \frac{2\varepsilon}{\lambda_{\text{id}}} \left[\int_0^{x^2 F} \frac{\frac{dF}{x^2 F}}{1+\lambda_r'^2} - \int_0^{x^2 F} \frac{\frac{r}{R}\frac{dF}{x^2 F}}{1+\lambda_r'^2} \right].$$

Nach Ausführung der Integration erhält man

$$\sigma = \frac{1}{\eta_a} \frac{2\varepsilon}{\lambda_{\text{id}}} \left(\varphi_x - \frac{2}{3} x\, \psi_x \right) \quad \ldots \ldots (25)$$

wo wir

$$1 - \frac{\lambda'^2}{x^2} \ln \frac{1 + \frac{\lambda'^2}{x^2}}{\frac{\lambda'^2}{x^2}} = \varphi_x$$

und

$$1 - 3\frac{\lambda'^2}{x^2} + 3\frac{\lambda'^3}{x^3}\left(\frac{\pi}{2} - \beta_x'\right) = \psi_x$$

setzten. Im letzten Ausdruck ist

$$\beta_x' = \operatorname{arctg} \frac{\lambda'}{x}.$$

Die Werte φ_x und ψ_x entsprechen den weiter oben abgeleiteten Größen φ und ψ; nur sind sie in Abb. 4a nicht

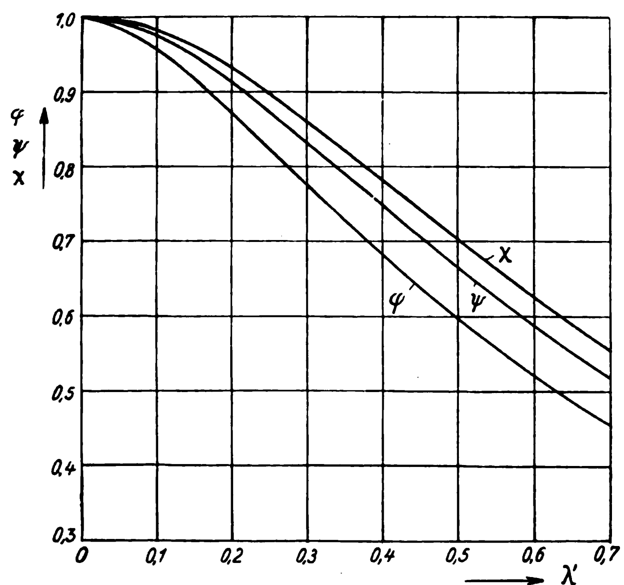


Abb. 4a. Beiwerte $\varphi(\lambda')$, $\psi(\lambda')$ und $\chi(\lambda')$ zur Berechnung von Schub, Drehmoment usw.

an der Stelle λ'_{id}, sondern bei $\lambda'_{\text{eff}} = \frac{\lambda'_{\text{id}}}{x}$ abzulesen. Setzen wir in Gleichung (25) für λ_{id} den Wert $x\,\lambda_{\text{eff}}$ ein und multiplizieren nach x aus, so ergibt sich

$$x = \frac{\varphi_x}{\frac{\sigma\, \eta_{a\text{eff}}\, \lambda_{\text{eff}}}{2\varepsilon} + \frac{2}{3}\psi_x} \quad \ldots \ldots (26)$$

Unbekannt ist jetzt nur noch $\eta_{a\text{eff}}$.

Wir wollen — wie weiter oben — den Wirkungsgrad desjenigen Schraubenelements als den mittleren Wirkungsgrad berechnen, bei dem der Schwerpunkt der Momentenfläche für die tatsächliche Schubverteilung liegt.

Entsprechend Gleichung (22) ergibt sich für diesen Schwerpunktsabstand von Schraubenmitte

$$r_{s\text{eff}} = \frac{2}{3}\, x\, R_{\text{id}}\, \xi_x.$$

Hierin ist

$$\xi_x = \frac{\psi_x - \frac{3}{4} x\, \chi_x}{\varphi_x - \frac{2}{3} x\, \psi_x},$$

die Werte φ_x, ψ_x und χ_x abzulesen in Abb. 4a bei λ'_{eff}. Die Gleichung (23) entsprechenden Wirkungsgradformeln lauten demnach

$$\eta_{i\text{eff}}{}^{1)} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{\text{id}}}\left(1 - \frac{2}{3}x\,\xi_x\right)}$$

$$\eta_{a\text{eff}} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{\text{id}}} \frac{1 - \frac{2}{3}x\,\xi_x}{1 + \left(\frac{\lambda'}{\frac{2}{3}x\,\xi_x}\right)^2}}$$

$$\eta_{\text{ges eff}} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{\text{id}}}\left(1 + \frac{2}{3}x\,\xi_x\right)}.$$

Wir kennen jetzt alle zur Berechnung von x nach Gleichung (23) erforderlichen Größen. Mit x kennen wir auch λ_{id}. Die Schubverteilung ist dann durch Einsetzen von λ_{id} in Gleichung (13) gegeben:

$$\sigma_r = \frac{2\varepsilon}{\eta_{a\text{eff}}\,\lambda_{\text{id}}} \frac{1 - \frac{r}{R_{\text{id}}}}{1 + \lambda_r'^2}.$$

Zur Berechnung der übrigen Größen (w', $r\omega'$, η_{i_r} usw.) ersetzen wir nur in den entsprechenden Gleichungen λ und R durch λ_{id} und R_{id}; das gilt auch für die Konstruktion von Abb. 6.

[1]) Eine einfache Näherung für den Mittelwert des induzierten Wirkungsgrades erhält man, wenn man in der Kleinstwertbedingung Gleichung (6) bei den Gesamtverlusten den Profilwiderstand vernachlässigt. Da der Einfluß des Profilwiderstandes sich hauptsächlich an den Flügelenden (für den verhältnismäßig großen Außenhalbmesser) bemerkbar macht, ist diese Näherung besonders für Schrauben mit kleinem Durchmesser (also z. B. für Schiffsschrauben) recht brauchbar.

Bei Vernachlässigung des Profilwiderstandes führt Gleichung (6) zu der Bedingung, daß der induzierte Wirkungsgrad über den Halbmesser konstant zu halten ist.

Man erhält dann [s. auch Th. Bienen und Th. v. Kármán a. a. O. Gleichung (27)]

$$\sigma = \frac{1 - \eta_i}{\eta_a\, \eta_i}\,\varphi,$$

wo φ wiederum gleich

$$1 - \lambda'^2 \ln \frac{1 + \lambda'^2}{\lambda'^2}$$

(s. Zahlentafel 1) ist und λ' den induzierten Fortschrittsgrad der Flügelenden bedeutet. Daraus ergibt sich (wenn $\eta_a = \eta_i$ gesetzt wird)

$$\eta_i = \frac{2\varphi}{\sigma}\left[\sqrt{1 + \frac{\sigma}{\varphi}} - 1\right].$$

Zunächst wird λ' geschätzt, mit dem dann erhaltenen Näherungswert von η_i berechnet man einen verbesserten Wert $\lambda' = \frac{\lambda}{\eta_i}$ und führt hiermit die Rechnung nochmals durch.

Beispiel.

Folgende Größen seien gegeben:
Schraubenschub . . . . $S = 40$ kg,
Schraubenhalbmesser . . . . . . $R = 0{,}80$ m,
Fluggeschwindigkeit . . . . . . $w = 33$ m/s,
Schraubendrehzahl . . . . $n = 2500$ pro min,
d. i. eine Winkelgeschwindigkeit . $\omega = \frac{2\pi n}{60} = 262$ pro s,
Luftdichte . . . . $\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$ kg m^{-4} s^2,
Gleitverhältnis . . . . $\varepsilon = 0{,}03$.

Der effektive Fortschrittsgrad ist

$$\lambda_{eff} = \frac{w}{R_{eff}\,\omega} = \frac{33}{0{,}80 \cdot 262} = 0{,}158,$$

der Belastungsgrad

$$\sigma = \frac{S}{\frac{\gamma}{2g} F w^2} = \frac{40}{\frac{1}{16} \cdot 2{,}01 \cdot 33^2} = 0{,}292.$$

Wir berechnen zunächst x nach Gleichung (26). Hierin ist η_a unbekannt. Wir begnügen uns mit einer angenäherten Berechnung.

Nach Gleichung (1) ist

$$\eta_a = \frac{2}{1 + \sqrt{1+\sigma}} = \frac{2}{1+\sqrt{1+0{,}292}} \cong 0{,}93.$$

Damit wird näherungsweise (tatsächlich ist η_a praktisch gleich η_i)

$$\lambda'_{eff} = \frac{\lambda}{\eta_i} = \frac{0{,}158}{0{,}93} = 0{,}170.$$

Nach Abb. 4a ist für diesen Wert von λ'

$$\varphi_x = 0{,}900$$
$$\psi_x = 0{,}934.$$

Also wird

$$x = \frac{0{,}900}{\frac{0{,}292 \cdot 0{,}93 \cdot 0{,}158}{2 \cdot 0{,}03} + \frac{2}{3}\,0{,}934} = 0{,}672.$$

Es ist also

$$\lambda_{id} = \lambda_{eff} \cdot x = 0{,}158 \cdot 0{,}672 = 0{,}1062.$$

Wir berechnen nun $\eta_{i\,eff}$ genauer.
ξ_x ist gleich

$$\frac{\psi_x - \frac{3}{4}\,x\,\chi_x}{\varphi_x - \frac{2}{3}\,x\,\psi_x}$$

Man entnimmt Abb. 4a bei $\lambda' = 0{,}170$

$$\varphi_x = 0{,}900$$
$$\psi_x = 0{,}934$$
$$\chi_x = 0{,}950.$$

Und es ergibt sich

$$\xi_x = \frac{0{,}934 - \frac{3}{4} \cdot 0{,}672 \cdot 0{,}950}{0{,}900 - \frac{2}{3} \cdot 0{,}672 \cdot 0{,}934} = 0{,}946.$$

Mit diesem Wert wird

$$\eta_{i\,eff} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{id}}\left(1 - \frac{2}{3}\,x\,\xi_x\right)} =$$

$$= \frac{1}{1 + \frac{0{,}03}{2 \cdot 0{,}1062}\left(1 - \frac{2}{3} \cdot 0{,}672 \cdot 0{,}946\right)} \cong 0{,}92.$$

Zur genauen Ermittlung von λ_{id} führen wir die Rechnung nochmals durch.

Es ergibt sich für

$$\lambda' = \frac{0{,}158}{0{,}92} = 0{,}172$$

gemäß Abb. 4a

$$\varphi_x = 0{,}897$$
$$\psi_x = 0{,}932.$$

Also

$$x = \frac{0{,}897}{\frac{0{,}292 \cdot 0{,}92 \cdot 0{,}158}{2 \cdot 0{,}03} + \frac{2}{3}\,0{,}932} = 0{,}674.$$

Mit dieser Näherung wollen wir uns begnügen.

Es wird nun

$$\lambda_{id} = \lambda_{eff}\,x = 0{,}158 \cdot 0{,}674 = 0{,}1064.$$

Wir verzichten darauf, mit diesem neuen Wert von λ_{id} einen verbesserten $\eta_{i\,eff}$-Wert zu berechnen, da der oben ermittelte Wert (0,92) ebenso wie der obige λ_{id}-Wert schon recht genau ist. Wir wollen nun noch den Gesamtwirkungsgrad der Schraube ermitteln.

Wie wir weiter oben sahen, ist

$$\eta_{ges\,eff} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{id}}\left(1 + \frac{2}{3}\,x\,\xi_x\right)} =$$

$$= \frac{1}{1 + \frac{0{,}03}{2 \cdot 0{,}1064}\left(1 + \frac{2}{3}\,0{,}674 \cdot 0{,}946\right)},$$

wenn wir den Wert von ξ_x an der Stelle $\lambda' = 0{,}170$ — als nicht wesentlich verschieden von dem bei $\lambda' = 0{,}172$ — einsetzen.

Es ergibt sich

$$\eta_{ges\,eff} \cong 0{,}83\,^{1)}.$$

Die günstigste Schubverteilung wird nach Gleichung (13)

$$\sigma_r = \frac{\varepsilon}{2\eta_a \lambda_{id}} \frac{1 - \frac{r}{R_{id}}}{1 + \lambda_r'^2} = \frac{0{,}03}{2 \cdot 0{,}92 \cdot 0{,}1064} \frac{1 - \frac{r \cdot 0{,}674}{0{,}80}}{1 + \lambda_r'^2},$$

wo wir für η_a wieder η_i einsetzen; der induzierte Wirkungsgrad an beliebiger Stelle nach Gleichung (19)

$$\eta_{i\,r} = \frac{1}{1 + \frac{\varepsilon}{2\lambda_{id}}\left(1 - \frac{r}{R_{id}}\right)} = \frac{1}{1 + \frac{0{,}03}{2 \cdot 0{,}1064}\left(1 - \frac{r \cdot 0{,}674}{0{,}80}\right)}$$

usw.

1. Bericht über die Arbeiten des Fachnormenausschusses für Luftfahrt.

Von Max Lehl.

Mitte 1924 wurden die während des Krieges begonnenen, aber seit Kriegsende wieder zurückgestellten deutschen Normungsarbeiten auf dem Gebiete der Luftfahrt von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. (DVL) neu aufgegriffen. Am 25. September 1925 fanden sich die Vertreter der Luftfahrt zu einer Besprechung im Reichsverkehrsministerium über die Fortführung der Normung zusammen und setzten einen Fachnormenausschuß für Luftfahrt ein. Als Geschäftsstelle dieses Ausschusses wurde die DVL aus-

[1]) Der außerordentlich große Wirkungsgrad erklärt sich daraus, daß wir mit einer unendlich großen Anzahl von Flügeln rechnen. Infolge der endlichen Flügelzahl tritt eine Verschlechterung des Wirkungsgrades ein, die man erhält, wenn man die Rechnung mit der »reduzierten« Schubbelastung durchführt. (Siehe Zusatz von L. Prandtl zu A. Betz, Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust. Nachrichten der Königl. Ges. d. Wissenschaft zu Göttingen, Math.-physik. Kl. 1919.)



ersehen und zum Vorsitzenden deren Vorstand, Herr Prof. Dr.-Ing. Hoff, gewählt.

Die von diesem Ausschuß gefaßten Beschlüsse und genehmigten Normblattentwürfe sollen an dieser Stelle laufend zur Veröffentlichung gelangen, um allen Beteiligten Gelegenheit zur Mitarbeit bzw. rechtzeitigen Stellungnahme zu geben. Nach Verarbeitung aller Äußerungen zu den Normentwürfen und endgültiger Genehmigung durch den Fachnormenausschuß, sowie Prüfung durch den Normenausschuß der Deutschen Industrie (NDI) sollen die Arbeiten als »Luftfahrtnormen« im Rahmen der deutschen Industrienormen (Dinormen), wie diese vom Beuth-Verlag herausgegeben werden.

Enges Zusammenarbeiten ist auch mit dem Fachnormenausschuß der Kraftfahrindustrie geplant, da ja viele Normungsgegenstände für beide Fachgebiete gleich wichtig sind.

Am 18. Dezember 1925 hat die erste Sitzung des Fachnormenausschusses für Luftfahrt im Hause des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E. V. stattgefunden.

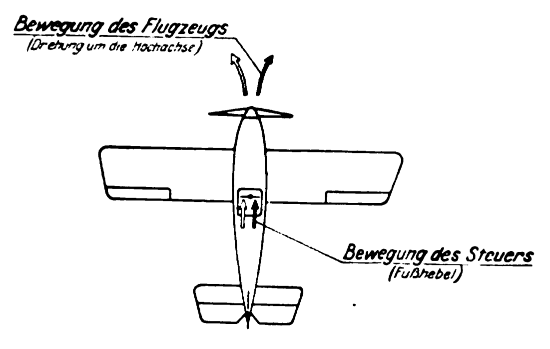
Es wurden hier den Mitgliedern zunächst die von der DVL vorbereiteten Arbeitsunterlagen in Form von Rundfragen übergeben. Als erste Luftfahrt-Fachnorm wurde das nachstehend verkleinert wiedergegebene Normblatt L 1 über Steuerungsübersicht für Flugzeuge im Entwurf angenommen. Gleichzeitig wurde die Aufstellung weiterer Richtlinien, z. B. über Ruder und Motorbedienungshebel, geplant.

Deutsche Industrie-Normen

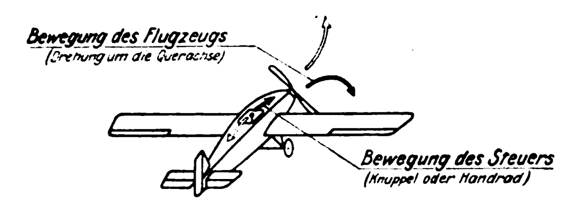
Noch nicht endgültig **Steuerungs-Übersicht für Flugzeuge** **Beziehung zwischen Steuer- und Flugzeugbewegungen** Luftfahrt	**DIN** Entwurf 2 *E L1*

Einspruchsfrist 15. Februar 1926

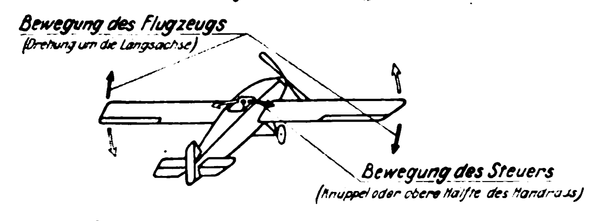
Seitensteuerung



Höhensteuerung



Quersteuerung



18. Dezember 1925

Fachnormenausschuß für Luftfahrt

Abbildung des Normenblatts L 1.

Ferner wurde je eine Auswahl der Dinormblätter 95 bis 97 über Holzschrauben als Fachnorm für die Luftfahrt im Entwurf festgelegt. Die ausgewählten Schraubengrößen sind aus der folgenden Zahlentafel ersichtlich. Der Bereich von 1,3 bis 7 mm Durchm. gilt jedoch nur für Senkholzschrauben; für Halbrundholzschrauben und Linsensenkholzschrauben wurden dieselben Größen, aber nur die Durchmesser 1,3 bis 4 mm ausgewählt.

Durchmesser:

1,3	(1,5)	1,8	(2,1)	2,4	(2,7)	3	(3,5)	4	(4,5)	5	6	7
Längen:												
5	5	5	5									
	7	7	7	7								
		10	10	10	10							
			13	13	13	13						
				17	17	17	17					
					22	22	22	22				
						30	30	30	30			
							40	40	40	40		
								50	50	50	50	
									60	60	60	60
										70	70	70
											80	80
												90

Einspruchsfrist ist auch bei diesen Entwürfen 15. Februar 1926.

Als Werkstoffe dieser Holzschrauben wurden zunächst, übereinstimmend mit DIN 95 bis 97, Flußstahl und Messing vorgesehen. Da diese für die Luftfahrt jedoch weniger geeignet sind, soll noch festgestellt werden, ob auch Duralumin, verzinkter Flußstahl und nichtrostender Stahl als Werkstoffe hierfür festgelegt werden können.

Ein weiterer Punkt der Tagesordnung war die Stellungnahme zu dem Dinormblatt 2421 über Kennfarben für Rohrleitungen. Für Luft, Wasser und Schmieröl wurden die entsprechenden Farben der Dinorm, ublau 54pa, seegrün 79pa und kress 13ni (bisher braun genannt), vorläufig ausersehen. Für Feuerschutzleitungen wurde rot beizubehalten empfohlen. Über die Kennfarbe für Brennstoff, wofür allerdings hauptsächlich orange in Frage kommt, konnte noch keine Einigung erzielt werden. Außerdem wurde beschlossen, noch festzustellen, ob etwa bei der »Cina« (Commission Internationale de Navigation Aérienne) schon derartige Richtlinien vorliegen. Die Aufstellung von Farben für elektrische Leitungen in Flugzeugen, besonders zur Kennzeichnung von Hoch- und Niederspannung, wurde ebenfalls geplant.

Zur Bearbeitung der besonders wichtigen Frage der Stahlrohre und der legierten Baustähle wurde je ein Unterausschuß gewählt. Auch diese Ausschüsse sollen mit dem diese beiden Fragen bereits seit einiger Zeit bearbeitenden Fachnormenausschuß der Kraftfahrindustrie enge Fühlung nehmen.

Es sei nochmals betont, daß sich alle an den Normungsfragen der Luftfahrt Beteiligten verpflichtet fühlen sollten, zu diesen Gemeinschaftsarbeiten Stellung zu nehmen.

Buchbesprechungen.

Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart Amsterdam, Deel III, 1925.

Der 3. Teil dieser holländischen Berichte enthält acht einzelne Aufsätze, die mit einer Ausnahme bereits in der Zeitschrift »De Ingenieur« veröffentlicht worden sind. Im folgenden sei auf die einzelnen Aufsätze kurz hingewiesen.

Der 1. Bericht bringt Druckmessungen an der Ober-, Unter- und Seitenfläche eines Rumpfmodells mit und ohne Flügel bei verschiedenen Anstellwinkeln und verschiedenen Seitenwinkeln (Windgeschwindigkeit 28 m/s).



Die Kurven zeigen den typischen Verlauf des Druckes an schlanken Körpern. Ein Vergleich der Messungen mit und ohne Tragflügel zeigt, daß der über dem Rumpf angeordnete Flügel eine Druckvergrößerung auf der Unter- und den Seitenflächen des Rumpfes ergibt.

In dem 2. Bericht wird eine Fluchtlinientafel für die Korrekturen entwickelt, die man an den Modellmessungen auf Grund der Prandtlschen Tragflügeltheorie wegen des endlichen Strahldurchmessers anbringen muß.

Der 3. Bericht bringt Messungen des durch Metallgaze im Windstrahle verursachten Druckabfalles. Vor und hinter einem Netz aus Metallgaze von verschiedenen Maschenweiten und verschiedenen Drahtdicken werden die Unterschiede im Staudruck, statischen Druck und Gesamtdruck bei verschiedenen Geschwindigkeiten gemessen. Die gleiche Messung wird für einen Kühler des Fokker C IV ausgeführt. Ein Vergleich der Messungen zeigt, daß der betreffende Kühler einem der untersuchten Netze aus Metallgaze in bezug auf den Druckabfall in der Strömung nahezu gleichwertig ist. Diese Messungen rechtfertigen es, daß man im Modellversuch die Kühler eines Flugzeuges durch ein Stückchen Metallgaze ersetzt.

E. B. Wolff untersucht in dem 4. Bericht den Einfluß einer rotierenden, an einem Tragflügel angebrachten Walze. Die Vorderkante des Tragflügels von willkürlichem Profil ist als drehbare Walze ausgebildet. Der Durchmesser der Walze beträgt ein Fünftel der Tiefe des ganzen Flügels und ist wenig kleiner als die größte Dicke des Flügels. Gemessen wurde nur der Auftrieb. Bei stillstehender Walze ergab sich ein sehr niedriger maximaler Auftriebsbeiwert ($c_{a\max} = 0{,}6$), der durch Verschließen des Spaltes zwischen Walze und Flügel bedeutend verbessert werden konnte ($c_{a\max} = 0{,}82$). Bei rotierender Walze erhielt man unterhalb der bisherigen Abreißstelle einen um etwa 10 vH vergrößerten Auftrieb, außerdem aber eine bedeutende Vergrößerung des Winkels, bei dem die Strömung abreißt, verbunden mit einer Erhöhung des maximalen Auftriebsbeiwertes ($c_{a\max} = 1{,}14$). Die absolut niedrigen Auftriebsbeiwerte sind wohl durch die ungünstige Wahl des Profiles zu erklären. Es ist zu hoffen, daß man mit günstigeren Anordnungen von rotierender Walze und Tragflügel zueinander wesentlich mehr erreichen kann. Die Untersuchungen sollen mit anderen Modellen fortgesetzt werden.

Der 5. Bericht von E. B. Wolff und L. J. G. van Ewijk beschreibt Versuche über den Feuchtigkeitsschutz von hölzernen Konstruktionsteilen durch Ölfirnis und Lack. Probekörper aus Kiefernholz wurden mit verschiedenen Ölfirnissen bearbeitet und in Wasser, in gesättigtem Wasserdampf und zum Vergleich in trockener Luft bei verschiedenen Temperaturen ausgesetzt. In regelmäßigen Abständen wurden die Gewichtsveränderungen festgestellt; die Messungen erstreckten sich teilweise auf einen Zeitraum von 4 Jahren. Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigen im einzelnen die Brauchbarkeit der verschiedenen Ölfirnisse.

A. G. von Baumhauer berichtet in dem folgenden Aufsatz über photographische Zeitstudien von Flugzeugbahnen. Das Flugzeug fliegt mit oder gegen den Wind über die photographische Kamera hinweg. Die Größe des Flugzeugbildes auf dem Film liefert die Entfernung des Flugzeuges von der Kamera. Durch Mitphotographieren des Horizontes erhält man die Höhe des Flugzeuges. Eine mitgefilmte Stoppuhr liefert die Geschwindigkeit. Man ermittelt so Startstrecke und -zeit, Fluggeschwindigkeit und Steiggeschwindigkeit am Boden mit genügender Genauigkeit bis zu einer Entfernung von mehreren hundert Metern.

In dem 7. Bericht werden zwei Kühler von gleicher äußerer Form, aber verschiedener Konstruktion der Kühlfläche untersucht. Der Kühler, der höheren Stirnwiderstand und auch höheres Gewicht hat, liefert eine größere Wärmeabfuhr.

Der letzte Bericht bringt umfangreiche Modelluntersuchungen des Fokker C IV in verschiedenen Ausführungen. Die Polaren und Momentenkurven werden gemessen für verschiedene Ober- und Unterflügel und für die entsprechenden Doppeldeckerzellen mit und ohne Rumpf. Der Rumpf wird bei verschiedenen Kühlerstellungen untersucht.

Zusammenfassend muß gesagt werden, daß auch der 3. Teil dieser holländischen Berichte eine Menge interessanten Versuchsmaterials besonders aerodynamischer Natur enthält und sowohl dem Flugzeugkonstrukteur wie dem Theoretiker manche Anregung bietet.

Der Inhalt der ersten Aufsätze ist bereits in der Luftfahrt-Rundschau (»Luru«) wiedergegeben worden. Der Rest wird zurzeit für die Luru bearbeitet.

Bericht A 33: Druckverteilung über den Rumpf eines Flugzeugteiles; vgl. Luru 50315.

A 58: Rechenblatt zur Bestimmung der Berichtigungen von Anstellwinkel und Widerstand wegen endlichen Windkanalquerschnitts bei Tragflügel-Modellmessungen; vgl. Luru 50313.

A 77: Der durch Metalldrahtnetze verursachte Druckabfall in einem Windstrom; vgl. Luru 50312.

A 96: Vorläufige Untersuchung über den Einfluß einer Windwalze in einem Tragflügelquerschnitt; vgl. Luru 50707.

M 14 A: Prüfungen über den Schutz von Holz für den Flugzeugbau gegen Feuchtigkeitsschwankungen durch nässeabhaltende Schichten.

V 79: Photographische Zeitmessungen von Flugbahnen.

A 92: Kühlwirkung zweier verschiedener Seitenkühler des Flugzeuges Fokker C IV.

A 76: Modellversuche verschiedener Entfernungen des Flugzeuges Fokker C IV. H. Blenk.

„Tage der Technik". Technisch-historischer Abreißkalender von Dr.-Ing. h. c. F. M. Feldhaus. Verlag R. Oldenbourg, 365 Blatt, 365 Abb. Preis M. 5.

In neuem, verbessertem Gewande erscheint auch für 1926 der Feldhaus-Kalender. Tausenden ist er schon in den letzten Jahren ein liebgewordener Begleiter durch den Wandel des Jahres geworden. Neue dankbare Freunde wird der Kalender in seiner verbesserten Ausstattung gewinnen. Jedes Blatt bringt eine Abbildung. Technisch-historische Bilder aus allen Zeiten und Völkern wechseln mit solchen phantastischer und kurioser Art ab. Dazu bringt jedes Blatt eine Menge auf den betreffenden Tag entfallende Gedenkdaten aus dem weiten Reich der Technik. Das Material ist nicht willkürlich untergebracht. Zwischen den einzelnen Tagen und den abgebildeten Maschinen, den geschilderten Ereignissen, den historischen Erinnerungen und Bildnissen bestehen wohldurchdachte Zusammenhänge. Der Kalender zeigt uns, daß die Anfänge von allem, was die heutige Zeit der Menschheit an technischen Errungenschaften in den Schoß geworfen hat, meistens bis tief ins Altertum zurückgreifen. Von neuem sieht man, wie groß die Zahl der Erforscher, der Erfinder und der Pioniere gewesen ist, die die Grundlagen unserer Tage in zäher Arbeit und unerbittlicher Energie geschaffen haben.

Wie baue ich einen einfachen Detektorempfänger. Von E. Nesper. 2. Aufl. Springer. Berlin 1925. VIII, 53 S., 31 Abb.

Verfasser gibt eine sehr in Einzelheiten gehende Anleitung zum Bau eines abstimmbaren Detektorapparates, ferner beschreibt er die Herstellung eines nicht abstimmfähigen Detektorgerätes und widmet zum Schlusse dem Crystodyneempfänger einige Zeilen. Das Buch ist für den Radioamateur, der noch in den ersten Anfängen steckt, brauchbar. Herstellungsangaben für Blockkondensatoren und Kopftelephon dürften allerdings zu weit führen, da man diese Teile im Handel besser und billiger erhält. H.

Das Sportflugzeug. Das Verkehrsflugzeug. Von A. Gymnich. (Moderne Flugzeuge Bd. 1 u. 2.) I. 192 S. mit 121 Abb. II. 207 S. mit 127 Abb. Berlin 1926. Richard Carl Schmidt & Co. In Leinen geb. je RM. 4.



Diese beiden handlichen Bände werden allen Freunden und Interessenten des Flugwesens willkommen sein. Durch die Teilung des Stoffes in die Abteilungen Sport- und Verkehrsflugzeuge ist jeweils ein hohes Maß von Vollständigkeit erreicht. Besonderer Wert wurde auf das Abbildungsmaterial gelegt, das jedem Band in großer Fülle beigegeben ist; fast jeder Flugzeugtyp ist durch Photographie und technische Maßskizze vertreten. Es wurde weniger Wert gelegt auf Schilderung der flugtechnischen Entwicklung, vielmehr ist der heutige Stand des Flugwesens wiedergegeben, d. h. auch die allerletzten Typen des Jahres 1925 haben bereits Aufnahme gefunden. Die dauerhaft gebundenen Bände werden somit jedem Flugfreund als Nachschlagebücher von größtem Wert sein.

Mechanik des Flugzeuges (Mécanique de l'aviation). Anwendung der Mechanik auf die Erforschung des Fluges und das Entwerfen der Flugzeuge (Application des méthodes de la mécanique rationelle à l'étude du vol et de la construction des avions). Von Oberstleutnant Alayrac, Professor an der Luftfahrt-Hochschule (Ecole supérieure d'Aéronautique). 1925. Paris. Verlag: Gauthier-Villars et Cie. Gr.-8°. X und 347 S. mit 114 Abb. im Text.

»Das Werk ist keine Sammlung mehr oder weniger erfahrungsmäßiger Formeln für den Konstrukteur«; bei den raschen Fortschritten des Flugzeugbaues seien — wie der Verfasser im Vorwort meint — allgemein verwendbare Formeln unmöglich. Wir dagegen leiten die ganzen Grundlagen der Flugmechanik aus der Leistungsgleichung des Steigfluges her: die Steigfähigkeit ist der Leistungsüberschuß der Gewichtseinheit, der auch zur Beschleunigung, zum Kurvenflug usw. dienen kann. Infolgedessen ist man bei uns einfachere Darstellungen auch des mathematischen Teils der Flugmechanik gewöhnt.

Auch legt der Flugtechniker größeren Wert auf Berechnungsrezepte, Rechentafeln und Zahlenangaben der wichtigsten Werte als auf die Behandlung des Flugzeugs mit rationeller Mechanik.

Diese Bemerkungen über die allgemeine Anlage des Werkes berühren aber keineswegs seinen wissenschaftlichen Wert: der Verfasser ist ja auch den Lesern der ZFM nicht unbekannt: aus seinen Ansätzen für den Steigflug konnten wir[1]) seinerzeit die ersten Steig- und Barographenkurven rechnerisch ermitteln. Inzwischen hat Alayrac eine große Zahl bedeutsamer Arbeiten über den Flug in gekrümmter Bahn und ähnliche Aufgaben veröffentlicht, deren Niederschlag sich in diesem Buch findet.

Im einzelnen behandelt es in 14 Kapiteln: die Luftkräfte (Résistance de l'air) auf bewegte feste Körper; die Gleichungen des Gleitfluges und des Fluges ohne Motor; den Vortrieb; die Änderungen der Luft mit der Höhe; den wagrechten Flug und die Gipfelhöhe; den Steigflug; die Auslegung des Flugzeugs und die Wahl der Treibschraube; den Flug in großen Höhen und die Sondermotoren; Bewegungen um den Schwerpunkt und statische Längsstabilität; Seiten- und Querstabilität; Schwingungen um den Schwerpunkt, dynamische Stabilität; Unfälle und Kunstflüge; Landung und Start; endlich auch kurz die Navigation und die Flugweite.

Dank der ausführlichen Darstellung werden auch verwickeltere Zusammenhänge, teilweise von verschiedenen Seiten aus beleuchtet, dem Leser nähergebracht. Der deutsche Benützer wird vor allem literarische Angaben vermissen. Er wird indes im Vorwort einen Hinweis darauf finden, daß neben Painlevé, Dorand, Allard und Roy die Forschungen der Schule Prandtls verwertet wurden.

Everling

Deutsche Luftfahrt. Verlag Deutscher Wille, Berlin. Zusammengestellt und bearbeitet von Bruno Wentscher. Luxusausgabe M. 30, Leinwand M. 16.

[1]) Siehe E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen, 11. Bericht der DVL; ZFM 7, Heft 17/18, 1916, S. 124 bis 132, besonders Abschnitt 7, S. 129, und Fig. 3, S. 130.

Durch geschickt ausgewählte und vorzüglich reproduzierte zahlreiche (rd. 200) Abbildungen unterstützt, kam diese volkstümliche Gesamtdarstellung der Entwicklung und Leistungsfähigkeit der deutschen Luftfahrt zustande, wie sie in der einschlägigen Literatur bisher noch nicht zu finden war.

Der erste Teil des Werkes behandelt das Flugwesen. Erich Offermann schreibt über den »Flug ohne Motor«, Wentscher selbst über »die Vorkriegsentwicklung des Motorfluges«. Über »Die Fliegertruppe im Weltkriege« berichtet auf Grund der Aktenforschung, des Reichsarchivs Major a. D. Hans Arndt. Anschließend schildert Kapitänleutnant a. D. Otto Bertram knapp und anschaulich »Unser Marineflugwesen im Weltkrieg«. Der technische Direktor des Deutschen Aero-Lloyd Dr. Karl Grulich beschreibt die deutschen Verkehrsflugzeuge; Fischer v. Poturzyn »Die Verkehrsorganisationen deutscher Handelsluftfahrt«. Über »Die Luftpolizei« nimmt Hermann Dahlmann das Wort, über »Auslandsarbeit des deutschen Flugzeugbaues« Hermann v. Wilamowitz-Möllendorff. Der Aufsatz »Deutscher Flugsport« von Major a. D. Hugo Geyer gibt Einblick in die Ausbildung des jungen Fliegernachwuchses und vermittelt durch Abbildungen die Kenntnis von den zurzeit gebräuchlichen Sportflugzeugen. Das Kapitel »Das Luftbild in der Wirtschaft« von Direktor Wilhelm Geßner leitet sodann über zu den Abschnitten, die den Ballonen und Luftschiffen gewidmet sind.

Oberst a. D. Dr. h. c. v. Abercron schreibt über »Frei- und Fesselballone«, Hauptmann a. D. Dr. Hildebrandt über »Prall-Luftschiffe«. Ein von Achim v. Winterfeld beigesteuertes Feuilleton bringt uns das Lebenswerk des Grafen Zeppelin näher. Über die Tätigkeit der Starrluftschiffe im Kriege berichtet Dr. Lempertz (Friedrichshafen) und Dr. Eckener selbst in einer autorisierten Zusammenstellung seiner Vorträge über »Die Amerikafahrt des Z R III«. Mit einem Ausblick von Professor Dr. Everling auf die Aufgaben und Aussichten der deutschen Luftfahrt schließt das hervorragende Werk, dem wir die weiteste Verbreitung wünschen.

Kp.

Sammlung Göschen. Aufgabensammlung über die Gleichstrommaschine mit Lösungen. Von Prof. Dipl.-Ing. Fr. Sallinger. — Verlag Walter de Gruyter & Co., Berlin und Leipzig.

Die in diesem Bändchen behandelten Aufgaben sollen eine wünschenswerte Ergänzung sein zu den vom Verfasser veröffentlichten Bändchen Nr. 257 und Nr. 881 dieser Sammlung, welche Theorie, Konstruktion und Berechnung bzw. Arbeitsweise und Prüfung der Gleichstrommaschine enthalten. Zum tieferen Verständnis wird also die Kenntnis dieses Stoffes vorausgesetzt. Um jedoch dem Bändchen eine gewisse Selbständigkeit zu geben, sind jedem Abschnitt kurz die Resultate der dortigen Entwicklungen vorangestellt.

Eilige Mitteilung.

Das Außeninstitut der Technischen Hochschule Charlottenburg veranstaltet eine Vortragsreihe: **Einführung in den Luftverkehr.** Hörsaal 358, Hauptgeb., 6 bis 8 Uhr.

		Freitag
I.	Luftfahrzeugbetrieb und Luftverkehr, Dir. Dr.-Ing. Grulich.	22. I. 1926
II.	Wetterkunde und Streckensicherung, Reg.-Baurat Dr. Herath.	29. I. 1926
III.	Flugmechanik, Prof. Dr. Everling.	5. II. 1926
IV.	Flugtechnik, Ingenieur Weyl.	12. II. 1926
V.	Meßgeräte, Navigation, Priv.-Dozent Dr. Koppe.	19. II. 1926
VI.	Fliegerausbildung, Flugsport, Major a. D. Geyer.	26. II. 1926

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [01] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Caproni-Nacht-Bomben-DD, Muster Ca. 80.

Rumpf bootsartig mit gerade durchlaufender Oberseite, hinten scharf auslaufend. Unterseite für Wasserlandungen verstärkt beplankt. 4 Sitze für Besatzung, ein MG.-Schütze in Rumpfkanzel, einer hinter Tragdeckhinterkante, 2 Führersitze nebeneinander in Höhe der Tragdeckvorderkante des Oberdecks unter den Motoren.

Triebwerk: Zwei Sternmotoren hintereinander auf besonderem Gestell zwischen den Tragdecks in Rumpfmitte, gegen Rumpfoberkante und inneres Stielpaar verstrebt; Betriebstoffbehälter, durch zwei Panzerschotts geschützt, zwischen den Motoren.

Tragdecks haben halbdicken Flügelschnitt und hohen Auftrieb. Oberdeck, gerade durchlaufend, hat geringere Abmessungen als Unterdeck, besonders viel kleinere Spannweite. Unterflügel V-förmig, seitlich an Rumpfoberkante angesetzt. Zwei innere Stielpaare senkrecht, zwei äußere nach innen geneigt. Drahtverspannung.

Leitwerk: Zwei übereinanderliegende Höhenruder und -flossen, große Kielflosse, ausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell ohne durchlaufende Achse, ungewöhnlich große Spurweite, Radachsen etwa in Höhe der Rumpfunterkante.

Motor Leistung	Bristol- »Jupiter« 2 × 400	Lorraine-Dietrich 2 × 450	Isotta-Fraschini 2 × 500	Maße PS
Höchstgeschwindigkeit	178	—	190	km/h
Landegeschwindigkeit	70	—	—	km/h
Gipfelhöhe	5	—	—	km
Leergewicht	2,9	—	—	t
Zuladung	1,9	—	—	t
Nutzlast (Bomben)	0,8	—	2,8	t

Bei der amtlichen Prüfung zeigte das Flugzeug mit einer Zuladung von 1950 kg folgende Steigleistungen:

1,5 km in 5′35″
2,0 » » 12′55″
3,0 » » 21′10″
4,0 » » 32′10″
4,5 » » 41′

— *W. Schaefer*, Das neue Caproni »Ca. 80«-Nachtflugzeug; IFW 7, Nr. 25, vom 10. Dezember 1925, S. 479 bis 480 (2 Sp., 4 Lichtb.). *H., E.* 60101.

Flugzeuge. Kingston-Beobachtungs-DD-Flugboot, fünfsitzig, für das Luftministerium von der English Electric Company, Preston, Lancashire, gebaut.

Rumpf, als Bootskörper ausgebildet, aus Duralumin. Oberseite wagrecht verlaufend, Unterseite S-förmig geschwungen mit 2 Stufen, Vorsteven rund hochgezogen, hinter letzter, besonders tiefer Stufe kurzes Schwanzende angesetzt. Querschnitt: im Unterwasserteil flach V-förmig, im Oberteil zur Knicklinie geneigte Flächen und flache Decke. Unterseiten außerdem parallel zur Knicklinie dreimal flach ausgekehlt, um Bugwelle zu unterteilen und so das Boot trocken zu halten. An den Seiten des Überwasserschiffs schmale Laufplanke und Handleisten. In Rumpfspitze ein Sitz für MG.-Schützen.

Einfache Beplankung aus Duralumin-Blech, am Vor- und Hinterende Stringer; Oberseite außerdem durch leichte Zwischenspanten örtlich versteift; Unterseite stärker gebaut, vorn und hinten durch eine Anzahl an den Spanten abgesetzte Versteifungen verstärkt.

Triebwerk: Zwei Motoren, seitlich vom Rumpf, in zwischen den Tragdecks parallel zu den Tragdeck-Holmen stehenden, V-förmigen Streben eingebaut, außerdem gegen Rumpfmitte durch vier Streben abgestützt, V-Streben in sich versteift. An Motoren anschließend ein stromliniger, über Hinterkante Tragdeck herausragender Körper, in dessen Hinterende ein Sitz für MG.-Schützen. Benzin-Falltanks über den Motoren unter dem Oberdeck, Öltank hinter den Motoren. Zwei Zugschrauben.

Tragdecks dreiteilig, durchlaufend, in gewöhnlicher Holzbauart mit Längsholmen, Rippen und Metallbeschlägen. Stoffbespannung, vier senkrechte II-Streben, verspannt.

Unterdeck wagerecht, Mittelteil, bis zu den Motorenträgern reichend, auf Rumpfoberseite aufliegend, gegen Rumpfseiten durch zwei schräge Stiele abgestützt, daran angesetzt Seitenflügel ohne Querruder, an deren Außenenden kleine, dem Bootskörper ähnlich geformte Schwimmer.

Oberdeck: Mittelteil wagerecht, Flügel in leichter V-Stellung seitlich angesetzt, Querruder reichen bis zum Mittelteil. An den Enden auf Oberseite über den äußeren Stielpaaren, kleine, verspannte Seitenflossen.

Leitwerk auf Schwanzoberseite aufgesetzt. Verstellbare Höhenflosse, unausgeglichenes Höhenruder, Seitenflosse und ausgeglichenes Seitenruder.

Spannweite	26,1 m
Flügelschnitt für Tragdecks	T · 64
Flügelschnitt für Leitwerk	R.A.F. 14
Motor: Napier »Lion«	2 × 450 PS.

Weitere Angaben fehlen aus militärischen Gründen.

— The »Kingston« Metall-Hull Flying Boot; Flight 17, Nr. 49, vom 3. Dezember 1925, S. 791 bis 793 (5 Sp., 5 Lichtbilder). *H., E.* 60102.

Flugzeuge. Verkehrsdoppeldecker Aviachim P-2, ein Bau der Reichsflugwerft des Aviachims in Moskau. Einstielige verspannte Zelle. Baustoff Holz.

Rumpf im Querschnitt elliptisch, aus Wickelfurnier (Sperrholzstreifen, Monocoque Bauart). Hinter Brandschott Führer- und Mechanikersitz nebeneinander unter der Vorderkante des Oberflügels, Fluggastraum für 5 Gäste und F.T.-Gerät, daneben Gepäckraum. Heizung durch Auspuff mittels Schlangenbatterie bzw. Lüftung durch Zweifach-Venturirohr. Strom für Beleuchtung, F. T. und Bordinstrumente vom Motor. Einsteigtür backbords mit Klapptreppe.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, gut verkleidet; Schraube mit Nabenhaube, abdeckbarer Lamblinkühler.

Tragdecks rechteckig. Enden elliptisch abgerundet, zweiholmig, mit kurzem Baldachin, durch 2 nach innen schräg gestellte (48°) gutverkleidete I-Stiele verbunden. Spannweite und Flügeltiefe des Oberflügels bedeutend größer als beim Unterflügel. Große, gutgeformte entlastete Querruder ohne Schlitz, nur am Oberflügel.

Leitwerk gewöhnliche, ausgeglichene Ruder, verstellbare Höhenflosse, geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell gewöhnlich, Gummi- und Ölfederung, Steuersporn.

Spannweite, oben	15,54 m
» unten	10,30 m
Länge	11,0 m
Höhe	3,25 m
Flügeltiefe, oben	1,94 m
» unten	1,03 m
Abstand der Flügel	1,8 m
V-Stellung: Oben und unten gleich	5°
Seitenverhältnis, oben	8
» unten	10
Flügelfläche	38,5 m²



Leergewicht		1,38 t
Führer, Mechniker und 5 Fluggäste	0,56 t	
Gepäck	0,06 t	
Brennstoffvorrat auf 6 h	0,36 t	
gesamte Zuladung		0,98 t
also Fluggewicht		2,36 t
Flächenbelastung		61,4 kg/m²
Leistungsbelastung		9,08 kg/PS
Flächenleistung		6,75 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		180 km/h
Landegeschwindigkeit		90 km/h
Gipfelhöhe		4,1 km
Flugbereich 6 h		1040 km

— Das Verkehrsflugzeug Aviachim P-2. Samolet **2**, Nr. 8 (22), vom August 1925, S. 56 (1 Sp., 3 Skizzen des Flugzeugs, 1 Lichtbild). *A.-sky.*, *H.* 60103.

Ausrüstung. Scintilla-Magnetzündung für Flugmotoren.

Ein kräftiger Stahl-Dauermagnet in Glockenform dreht sich zwischen Polschuhen und erzeugt wechselndes magnetisches Feld hoher Intensität. Das Joch der Polschuhe liegt in einem Aufbau; es trägt Primär- und Sekundärspule.

Ein Nocken auf der Achse des umlaufenden Magneten öffnet die Kontaktschrauben des feststehenden Unterbrechers. Sehr geringe Abnutzung der Unterbrecherteile, da nur ein Auf- und Abheben des Unterbrecherhebels erfolgt.

Bei der plötzlichen Unterbrechung des Primärstroms wird in der Sekundärwicklung ein hochgespannter Strom von 10 000 V Spannung erzeugt und durch Verteiler an die Zündkerzen geleitet.

Ein Ringkondensator fängt durch Selbstinduktion entstandenen Gegenstrom auf und schützt Kontaktschrauben vor übermäßigem Verschleiß. Der Kondensatorstrom verstärkt gleichzeitig den Sekundärstrom.

— *X. L.*, Magnetzündung Patent Scintilla für Flugmotoren; Flug-Wesen **5**, Nr. 6/9 vom Oktober 1925, S. 58 bis 60 (5 Sp., 2 Abb., 1 Schauskizze). *H.*, *E.* 60104.

Bodenorganisation. Mont Afrique-Leuchtfeuer (vergleiche 51301), von den Anciens Etablissements Barbier-Bénard et Turenne auf dem Mont Afrique 15 km südöstlich von Dijon errichtet, hat eine Lichtstärke von einer Milliarde Kerzen, eine Reichweite von 150 km; bei klarer Sicht und in großer Höhe soll sie 300 bis 400 km betragen.

Die Optik besteht aus 8 Fresnel-Ringlinsen von 0,5 m Brennweite und 167° Öffnung mit je 7 durchlässigen und 10 spiegelnden Gläsern; einige der letzteren sind unten teilweise unterbrochen, wo die Lichtregler sitzen.

Auf zwei Scheiben in 2,10 m Abstand stehen je 4 Spiegel derart, daß zwei gegenüberstehende zueinander parallel gestellt sind und entsprechende Paare übereinanderstehen. Die Scheiben sind durch eine Säule miteinander verbunden, um deren Mittelachse sich die ganze Anlage mit noch einer dritten, 2,4 m darunter hängenden Scheibe dreht.

In jeder Gruppe von vier Linsen mit parallelen Achsen ist die Strahlrichtung paarweise entgegengesetzt; es entstehen so vier Strahlengruppen von zwei Linsen.

Kennung ließe sich ändern durch Drehen der Spiegel um die Lotachse oder durch Einfügen farbiger Sektoren. Da optische Achsen, entsprechend der Erdkrümmung, unter 0° 40′ gegen die Wagerechte geneigt, haben Spiegel bis zu 60 km Entfernung keine genügende Höhenstreuung; daher läßt senkrecht eingeschnittener Spalt von 40 mm Weite einen Lichtstreifen geringerer Stärke unmittelbar von der Lichtquelle austreten; Lichtkegel reicht so bis zum Scheitelpunkt.

Antrieb durch Elektromotor mit Untersetzung auf der untersten Scheibe; ein Ritzel läuft auf einem festen Zahnkranz einer festen Säule, in der die Tragsäule des Linsensystems gelagert ist.

Lichtquelle für jeden Spiegel der Krater der Positivkohle einer Bogenlampe von 120 A und 65 V; Lampe so gesteuert, daß Krater dauernd genau im Linsenbrennpunkt. Einregelung durch besonderen Apparat, der, mit Lampe zusammen zwecks Reinigung nach unten ausbaubar, an zwei senkrechten Stahlrohren bis zur Arbeitsplattform heruntergeschoben werden kann.

Einstellung in Linsenbrennpunkt durch Anschläge, kann durch totalreflektierende Prismen von unten genau geregelt werden.

— *Michel Guibert*, Le phare du Mont Afrique; L'Aéronautique **7**, Nr. 78, vom November 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, Nr. 35, S. 417 bis 420 (8 Sp., 3 Lichtb., 1 Skizze). *H.*, *E.* 60105.

Flugzeugberechnung. Gewichte von Flugzeugtragwerken lassen sich auf Grund der Flächenbelastung nur dann richtig vergleichen, wenn Flügelform, Belastung und Kraftverteilung dieselben sind.

Richard hat nachgewiesen, daß die Gewichte ähnlicher Flugwerke sich ergeben als Produkt einer Beizahl, die bei guten Tragwerken ähnlicher Ausführung einen wenig veränderlichen Kleinwert hat und auch von Verschiedenheiten im Aufbau nicht stark beeinflußt wird, ferner der äußeren Kraft und drittens der Wurzel aus der Flügelfläche.

Die äußere Kraft ist die Summe aus Sandbelastung und Flügeleigengewicht. Der Kehrwert der Beizahl schwankt zwischen 170 und 210 für freitragende Flügel oder solche mit tragender Außenhaut und 430 bis 480 für Anderthalbdecker und halbfreitragende Eindecker; die Doppeldecker liegen dazwischen.

Weil die Sandbelastung vermehrt durch das Flügelgewicht gleich dem Lastvielfachen mal dem Fluggewicht ohne Flügel ist, so verhält sich, vom Bespannstoff abgesehen, das Fluggewicht zum Flügelgewicht wie der um 1 vermehrte Kehrwert aus dem Lastvielfachen, der oben erwähnten Beizahl und der Wurzel aus der Flügelfläche. Daher begrenzen sich Bausicherheit, Flächenbelastung und die von der Bauweise abhängige Beizahl gegenseitig. Die Deutschen, insbesondere Rohrbach, taten also recht daran, große freitragende Eindecker mit höherer Flächenbelastung zu bauen: weil bei ihnen die Beizahl am größten ist, muß bei vorgeschriebenem Lastvielfachen die Flügelfläche verhältnismäßig klein sein. Andernfalls wird der Anteil des Flügelgewichts am Gesamtgewicht zu ungünstig.

— *J. Kerguistel*, Note sur la comparaison des cellules des avions; L'Aéronautique **7**, Nr. 77, vom Oktober 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, S. 383 und 384 (4 Sp.). *H.*, *E.* 60106.

Flugzeuge. Avia-Bauarten: Schulflugzeuge B.H. 10, B.H. 11, Jagdflugzeug B.H. 21. Bauausführung bei allen Flugzeugen ähnlich.

Rumpf fast rechteckig, mit gewölbter Oberseite, großer Höhe, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Gerüst aus Holz mit Sperrholzbeplankung. Bei den Eindeckern hinter dem Führersitz ein starker Vorsprung, der Besatzung im Falle des Überschlagens schützen soll. Beim Zweisitzer liegt Führersitz hinten.

Triebwerk: Einsitzer haben am ersten vollen Schott hängenden Sternmotor, Benzinbehälter im Rumpfoberteil als Falltank.

Jagd-DD ist mit zweireihigem Hispano-Suiza-Motor ausgerüstet, der mit Aluminiumblech stromlinig verkleidet ist. Hauptbenzintank von unten leicht in Rumpf einsetzbar, außerdem kleiner Falltank im Oberdeck. Einziehbarer Avia-Zellenkühler.

Tragdecks: Die Eindecker haben ein halbfreitragendes, zweiteiliges Deck; Flügel sind seitlich an Rumpfunterkante angelenkt; werden durch zwei zur Rumpfoberkante laufende, parallele Stahlrohrstreben, deren vordere verstellbar, gehalten. Der Doppeldecker hat durchlaufendes Oberdeck mit geringerer Spannweite als Unterdeck, das in Rumpfmitte von vierstäbigem Stahlrohrbock getragen; Unterflügel seitlich an Rumpfunterkante angesetzt. Decks sind leicht gestaffelt und durch zwei N-Stiele verbunden. Drahtverspannung zwischen Stielen und Rumpf.



Zahlentafel zu 60107: Avia-Bauarten.

Avia Zweck Zahl der Sitze Bauart	B. H. 10 Schul 1 TD	B. H. 11 Schul 2 TD	B. H. 21 Jagd 1 DD	Maß
Spannweite	8,80	9,72	8,90	m
Länge	5,63	6,64	6,87	m
Höhe	3,38	2,53	2,74	m
Flügelfläche	9,8	13,6	22,00	m²
Motor	Walter-Stern	Walter-Stern	Hispano-Suiza	—
Leistung	60	60	300	PS
Leergewicht	0,29	0,35	0,76	t
Nutzlast	0,12	0,23	0,31	t
also Fluggewicht	0,41	0,58	1,07	t
Lastvielfaches	10	10	12,5	—
Flächenbelastung	43	43	49,0	kg/m²
Leistungsbelastung	6,9	9,7	3,6	kg/PS
Flächenleistung	6,1	4,4	13,6	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	165	160	250	km/h
Mindestgeschwindigkeit	75	75	90	km/h
Landegeschwindigkeit	60	60	70	km/h
steigt auf 2 km in	10	12	—	min
» » 5 km »	—	—	13	min
Gipfelhöhe	4	4	8	km
Flugdauer	3	4	2	h

Flügelaufbau aus zwei Kastenholmen, Rippen und leichten Längsbändern, die bis zum Hinterholm mit Sperrholz beplankt und außerdem mit Stoff bespannt sind.

Leitwerk freitragend, Höhenflosse in Holzbauart mit Stoffbespannung. Keine Kielflossen. Ruder, aus geschweißtem Stahlrohrgerüst, sind stoffbespannt.

Fahrgestell V-förmig, Vorderstrebe aus Holz, sonst stromlinige Stahlrohre; geteilte Radachse, deren Gelenk von V-förmigen Stahlrohrstreben getragen; Gummifederung; Blattfedersporn.

— Tschechoslowakische Avia-Flugzeuge; Luftfahrt **29**, Nr. 22 vom 20. November 1925, S. 347 bis 349 (6 Sp., 5 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60107.

Flugzeuge. Beardmore-Jagd-DD, Muster W.B. XXVI, entworfen von W. S. Shackleton, gebaut von der Beardmore-Gesellschaft in Dalmuir.

Rumpf sechseckig, mit abgerundeter Oberseite, in senkrechte Schneide auslaufend, sehr kleiner Querschnitt. Holzbauart und Sperrholzbeplankung. Führersitz vorne unter Tragdeckhinterkante, die zur besseren Sicht halbrund ausgeschnitten. Unmittelbar hinter dem Führer Beobachtersitz mit M.G.-Ring. Bewaffnung besteht aus drei Beardmore-Farquhar M.G., von denen zwei mit Constantinescu-Steuerung durch die Schraube nach vorne, eins nach hinten feuern.

Triebwerk im Rumpfvorderteil an Aluminium-Brandschott leicht auswechselbar aufgehängt. Untersetzung zwischen Motor und zweiflügeliger Holzschraube.

Vier Fallbenzintanke im Oberdeck. Lamblin-Kühler an Vorderkante des Unterdecks zwischen den Fahrgestellstreben.

Tragdecks: Oberdeck hat größte Spannweite und Flügeltiefe, gleichbleibenden dicken Flügelschnitt, verläuft rechtwinklig zum Rumpf; rechteckiger Umriß wie beim Rohrbach-Flugboot; Unterdeck hat kleinere Abmessungen, besonders dünneren Schnitt, und Pfeilform. Beide Decks V-förmig, durch zwei seitliche, nach außen geneigte I-Stiele aus Leichtmetall verbunden. Die gespaltenen Stielfüße greifen am Vorder- und Hinterholm der Flügel an; Vorderfuß starr, Hinterfuß verstellbar, dadurch Änderung des Einstellwinkels. Von den Fußpunkten am Unterdeck laufen zwei Druckstreben aus Stahlrohr mit stromliniger Leichtmetallverkleidung zu den Rumpfoberkanten. Oberdeck dreiteilig, durchlaufend, ganz schmaler Mittelteil, durch vier kurze Streben mit Rumpf verbunden, seitlich sind die beiden Flügel angeschlossen.

Unausgeglichene Querruder an allen Flügeln, bedient durch Stahlkabel.

Flügel in Holzbauart, zwei Kastenholme von Fichten- und Sperrholz, ebensolche Rippen, bis zum Hinterholm sperrholzbeplankt, Querruder an Hilfsholmen.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, gegen Rumpfunterkante durch zwei Streben abgefangen. Zwei unausgeglichene Höhenruder. Kielflosse und ausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell: In sich elastische Achse aus Schraubenfedern besonderer Bauart, die in der Mitte bis zum Unterdeck hochgezogen ist. Achslager in schrägen, zu Rumpfseitenkanten laufenden Stahlrohren, die, nach hinten abgestützt, ein V bilden. Metallsporn besonderer Bauart.

Spannweite (Oberdeck)		11,29	m
Spannweite (Unterdeck)		3,76	m
Länge		8,5	m
Flügeltiefe (Oberdeck)		1,67	m
Flügeltiefe (Unterdeck)		1,53	m
Flügelfläche (einschl. Querruder)		33	m²
Höhenflosse		2,97	m²
Höhenruder		3	m²
Kielflosse		0,60	m²
Motor: Rolls Royce »Eagle 1 X«.		375	PS
Leergewicht		1,16	t
Ausrüstung	0,15 t		
Bewaffnung	0,15 t		
Instrumente	0,05 t		
Brennstoff	0,30 t		
Zuladung	0,65 t	0,65	t
also Fluggewicht		1,8	t
Flächenbelastung		55	kg/m²
Leistungsbelastung		4,8	kg/PS
Flächenleistung		1,14	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe		233	km/h
Landegeschwindigkeit		92	km/h
Gipfelhöhe		6,1	km
steigt auf 4,6 km in		20	min
Flugdauer		4	h.

— *J. Serryer*, L'avion Beardmore W.B. XXVI; Les Ailes **15**, Nr. 233 vom 3. Dezember 1925 (2½ Sp., 1 Lichtb., 3 Risse). *H., E.* 60108.

Flugzeuge. Caudron-Verkehrs-DD, Muster C. 92.

Rumpf rechteckig, mit abgerundeten Kanten hinten in senkrechte Schneide auslaufend, Ober- und Unterseite leicht quergewölbt. Führersitz, daneben Sitz für Mechaniker oder zweiten Führer in Rumpfoberseite etwas hinter Tragdeck-Vorderkante; zwischen Führersitz und Motor Gepäckraum, daran anschließend Fluggastraum mit vier beweglichen Sesseln, an jeder Kabinenseite vier Fenster, von denen zwei zu öffnen, seitliche Eingangstür, Notöffnung auf Oberseite eine zweite kann auf Unterseite angebracht werden. Elektrische Deckenbeleuchtung und Heizung.

Triebwerk im Rumpfvorderteil gut verkleidet, Hauptbrennstofftank unter Führersitz, stromliniger Falltank auf Oberdeck. Zwei Lamblinkühler unter Motor.

Tragdecks: Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung ähnlich C. 60. Oberdeck gerade durchlaufend, Seitenflügel an Mittelstück, das durch kurze, senkrechte Streben mit Rumpfoberkanten verbunden, angeschlossen. Unterdeck von geringeren Abmessungen, in leichter V-Stellung, Flügel seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt. Beiderseits zwei Stielpaare, Drahtverspannung. Querruder nur an Oberflügeln.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, geteiltes unausgeglichenes Höhenruder, dazwischen ausgeglichenes Seitenruder, feste Kielflosse.

Fahrgestell V-förmig, nach vorne gegen Rumpfseiten durch dritte Strebe abgefangen, durchlaufende Achse, Gummifederung.



Spannweite oben	16,55	m
Spannweite unten	15,53	m
Flügeltiefe oben	2,30	m
Flügeltiefe unten	2,10	m
Länge über alles	12,49	m
Höhe	3,93	m
Flügelfläche	65	m²
Kabine: Länge	2,35	m
» Breite	1,24	m
» Höhe	1,46	m
Gepäckraum: Länge	0,97	m
» Breite	1,20	m
» Höhe	1,10	m
Spurweite	1,95	m
Motor: Lorraine-Dietrich	370	PS
Gewicht mit Wasser	1,606	t
Benzin . . . 320 kg		
Öl . . . 40 kg		
Betriebstoff . . . 360 kg =	0,36	t
Nutzlast	0,48	t
Fluggewicht	2,648	t
Flächenbelastung	40,7	kg/m²
Leistungsbelastung	7,15	kg/PS
Flächenleistung	5,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	180	km/h
Reisegeschwindigkeit	152	km/h
steigt auf 0,5 km in	3,8	min
» » 1,0 km in	7,7	min
» » 4,0 km in	59,9	min
Gleitzahl	0,192.	

— *J. Serryer*, La Limousine Caudron C. 92; Les Ailes **25**, Nr. 234, vom 10. Dezember 1925 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse).
H., E. 60109.

Flugzeuge. Descamps-Fernaufklärungs-Anderthalbdecker, Muster A 2.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Zwei Sitze hintereinander, Führer vorne. 4 Duraluminrohre als Längsholme, untereinander durch ebensolche Rohre versteift; die einzelnen Rohrstücke durch Duralumingußstücke, die für alle Teile passen, verbunden, wodurch einfache Ausbesserung möglich. Bis hinter Beobachtersitz Duraluminblechbekleidung, dann Stoff.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, durch 4 Bolzen gehalten, gegen Rumpf durch Brandschott abgetrennt, dahinter Brennstofftank. Verkleidung aus Duralumin.

Tragdecks: Oberdeck aus zwei Teilen, die an schmales Mittelstück, das dicht über Rumpf liegt, seitlich angeschlossen.

Unterflügel von sehr viel kleineren Abmessungen, seitlich an Rumpfunterkante angesetzt. Von Mitte Oberflügel zu Mitte Unterflügel und von dort zu Rumpfoberholm schräge N-Stiele aus Duraluminrohren; keine Drahtverspannung. Flügelaufbau aus zwei T-förmigen Längsholmen, durch Dreieckfachwerk und Rippen miteinander verbunden; alle Teile aus Duralumin, Stoffbespannung. Querruder einzeln durch Hebel betätigt, die im Mittelstück in endlose Kette eingreifen.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell stromlinig verkleidet. Zwei einzelne Räder unter den Angriffspunkten der N-Stiele an den Unterflügeln Gummistoßdämpfer, beweglicher Schwanzsporn.

Prüfungsergebnisse bei amtlich vorgeschriebener Belastung.

Motor: Lorraine-Dietrich	400	PS
Geschwindigkeit in Bodennähe	204	km/h
» » 2 km Höhe	202	km/h
» » 4 km Höhe	191	km/h
steigt auf 1 km in	3,2	min
» » 2 km in	7,8	min
» » 3 km in	13,0	min
steigt auf 4 km in	21,4	min
» » 5 km in	37,0	min
Versuchsgipfelhöhe	6,0	km

— *Gaston Ferlay*, Le Sesquiplan Descamps; L'Aéro-Sports **15**, Nr. 406, vom 10. Dezember 1925 (2 Sp., 1 Lichtb.).
H., E. 60110.

Flugzeuge. Caudron-Bauarten: C. 101 G. R., C. 103 C. R., C. 107 G. R. C. 92.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung. Mit fünffachem Lastvielfachen gerechnet.

Sitze hintereinander, Führer vorne; alle zur Führung wichtigen Apparate doppelt. Bewaffnung aus fünf Maschinengewehren, von denen zwei Schußfeld nach vorne, zwei nach rückwärts-oben und eins nach rückwärts-unten haben. Bombenabwurf-Vorrichtung, F. T.-Sende- und Empfangsanlage, Kamera und sonstige Erkundungsapparate. Bei C. 92 Ausrüstung und Sitzanordnung anders.

Zahlentafel zu 60111.

Caudron-DD Zweck	C. 101 G. R. Beobachtung	C. 103 G. R. Beobachtung	C. 107 G. R. Beobachtung	C. 92 Verkehr	Maß
Spannweite des Oberdecks	14,5		ähnlich C. 101	16,55	m
Spannweite des Unterdecks	—			15,53	m
Länge	9,1			12,49	m
Höhe	3,27			3,93	m
Flügeltiefe der Oberflügel	—			2,3	m
Flügeltiefe der Unterflügel	—			2,1	m
Flügelfläche	42,0			65,0	m²
Gewichte:					
Leergewicht	1,208		1,330	1,600	t
Apparate, Fallschirm	72,2	wie bei C. 101			kg
Anlasser	9,2				kg
F. T. Gerät	2,8				kg
Rohrleitungen, Heizung, Beleuchtung, Träger und Schaltbretter	23,0		227		kg
Photographische Einrichtung	3,3				kg
Bewaffnung	116,5				kg
lose Ausrüstung	160,0		160	80,0	kg
Wasser	73,0		50		kg
Klargewicht	1,668		1,767		t
Brennstoff	0,238 (340 l)		0,238	0,320	t
Schmieröl	0,033 (38 l)		0,042	0,043	t
Nutzlast, (Bomben, Munition usw.)	0,158		0,158	0,923	t
daher Fluggewicht	2,097		2,205	2,523	t
Motor	Hispano-Suiza	Lorraine-Dietrich	Salmson	Lorraine-Dietrich	—
Leistung	450	450	500	375	PS
Flächenbelastung	49,5		—	39	kg/m²
Leistungsbelastung	4,6		4,5	6,8	kg/PS
Flächenleistung	9,4		—	5,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	227	wie bei C. 101	231	179	kg/h
Gipfelhöhe	6,75		—	—	km
Anlauf	70		—	—	m
Auslauf	200		—	—	m
steigt auf 1 km in	3,2				min
» » 2 km »	6,9				min
» » 3 km »	12,0				min
» » 4 km »	18,3				min
» » 5 km »	29,4				min
» » 6 km »	45,0		25		min

Triebwerk, im Rumpfvorderteil, gewöhnlich.

Tragdecks, von verschiedener Spannweite und Flügeltiefe, senkrecht übereinander durch zwei schräggestellte, bei C. 92 durch 4 senkrechte Stielpaare versteift, drahtverspannt. Oberdeck in Mitte durch zwei Streben mit Rumpf verbunden. Holzbauart mit Stoffbespannung. Tragwerk ist beim Versuch bei einer Belastung von 15 538 kg, was einem 9,33fachen Lastvielfachen entspricht, gebrochen.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse und Gummifederung, verspannt.

— Les nouveaux avions Caudron; L'air 7, Nr. 144 vom 1. November 1925, S. 19 und 20 (4 Sp., 1 Lichtb., 2 Risse, Zahlenangaben). *H., E.* 60111.

Flugzeuge. Douglas-Post-DD, Muster D.A.M. 2, für die amerikanische Postverwaltung von der Douglas Company in Santa Monica, Calif., als eine Weiterentwicklung des Douglas-Beobachtungs-DD »XO 2« gebaut.

Rumpf rechteckig, Oberseite gerade, Unterseite leicht geschwungen, hinten senkrechte Schneide. Zweiteilig, aus Stahlrohren geschweißt, stoffbespannt. Im Hinterteil Postraum, auch in Gastsitz umzubauen, dahinter Führersitz, unter dessen Bodenplatte noch ein kleiner Laderaum.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, durch Aluminiumasbestschott gegen übrigen Rumpf getrennt. Brennstofftanks in Stutzen der Unterflügel, kleiner Falltank im Oberdeck. U-förmiger Kühler unter dem Motor in Höhe der Unterflügel kann durch Blenden geschlossen werden und ist dann stromlinig.

Tragdecks zweiteilig, in gewöhnlicher Holzbauart mit Stoffbespannung, ein Stielpaar an den Außenenden, Drahtverspannung; durchlaufendes Oberdeck hat geringere Spannweite, leichte V-Stellung. Beide Oberflügel unmittelbar verbunden; zwei kurze Stielpaare laufen von den Rumpfoberkanten schräg nach außen an die beiden Flügelholme. Unterflügel an seitlich festen Flügelstutzen dicken Querschnitts, die an Rumpfunterseite anschließen. Unausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk stoffbespannt. Feste Höhen- und Kielflosse in Holzbauart, Höhen- und Seitenruder aus Duraluminrohren.

Fahrgestell: Vorderstiel mit Stoßdämpfern, von Vorderholmen der Unterflügelstummel schräg nach außen laufend, ist nach hinten und seitlich gegen Rumpfunterkanten durch je zwei Stiele abgestützt; keine durchlaufende Achse.

Spannweite	12,65	m
Flügeltiefe	1,73	m
Flügelabstand	1,83	m
Flügelfläche	38,1	m²
davon 4 Querruder	4,7	m²
Höhenflosse	1,4	m²
Höhenruder	1,9	m²
Kielflosse	0,7	m²
Seitenruder	0,9	m²
Einstellwinkel	0	°
V-Stellung	2	°
Flügelschnitt	Clark »Y«	
Hauptladeraum	1,56	m³
Lastvielfaches	8	
Motor: Liberty 12	400	PS
Leergewicht	1,14	t
Nutzlast	0,45	t
Fluggewicht	1,95	t
Flächenbelastung	51,3	kg/m²
Leistungsbelastung	4,8	kg/PS
Flächenleistung	15,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	230	km/h
Kleinstgeschwindigkeit	83	km/h
Gipfelhöhe, beladen	5,3	km
Flugweite	1100	km
größte Flugweite	1440	km
Brennstofftanks	2 × 230	l
Zusatztank bei größerer Flugweite	150	l

— The Douglas D.A.M. 2 Biplane; Flight 17, Nr. 50, vom 10. Dezember 1925, S. 806 bis 807 (3 Sp., 3 Lichtb., Zahlenangaben). *H., E.* 60112.

Flugzeuge. Dyle und Bacalan-Bomben-Großflugzeug, Muster D.B. 1, nach einigen Umbauten auch als Verkehrsflugzeug zu verwenden. Halbfreitragender Hochdecker, gebaut bei Dyle et Bacalan.

Rumpf: Mittelteil in Form eines sehr dicken Flügelschnittes mit scharf abgeschnittenen Seitenflächen. In der Mitte liegen die Räume, seitlich im Rumpf die Motoren, die durch Gang miteinander verbunden sind. Führersitz, im Vorderteil auf Oberseite, mit guter Sicht nach allen Seiten. Stahl-Längsträger mit Duraluminaussteifungen, Stoffbespannung. Rumpfmitte geht allmählich in rechteckigen Schwanz über; dieser besteht aus 4 Duraluminrohren als Längsverband, die miteinander durch kurze Rohrstücke versteift sind; ebenfalls Stoffbespannung.

Triebwerk: 2 Motoren in den Rumpfseitenteilen durch Aluminiumschotte abgetrennt. Brennstoff- und sonstige Vorräte im Mittelteil. Zugschraubenachsen möglichst dicht nebeneinander gelegt, um Führung zu erleichtern.

Tragdeck halbfreitragend an Rumpfoberkante in leichter V- und Pfeilstellung angesetzt, gewöhnliche Querruder. Gleichbleibender Flügelschnitt. Zwei stählerne Längsholme, Duralumin-Fachwerkrippen, miteinander noch durch Dreieckverstrebungen verbunden, Stoffbespannung. Von Flügelmitte laufen je zwei Stahlrohrstreben zur Rumpfunterkante.

Leitwerk aus Duralumin mit Stoffbespannung.

Höhenleitwerk mit verstellbarem Mittelstück und ausgeglichenen Höhenrudern; Seitenleitwerk aus fester Flosse und ausgeglichenem Ruder.

Fahrgestell zweiteilig. Unter jedem Motor zwei unmittelbar nebeneinanderliegende Räder in V-förmigem Gestell aus 4 Rohren, dazwischen Gummifederung.

Spannweite	28	m
Länge	13,3	m
Höhe	3,8	m
Brennstoffvorrat (bei 5 h Flugdauer)	1,05	t
Nutzlast	1,55	t
Fluggewicht	5,60	t
Geschwindigkeit in Bodennähe	190	km/h
Geschwindigkeit in Gipfelhöhe	160	km/h
Gipfelhöhe	5,0	km.

— L'avion Dyle Bacalan Type D.B. 1; L'air 7, Nr. 145, vom 15. November 1925, S. 21 bis 22 (4 Sp., 3 Lichtb. d. Fachwerks, 3 Skizz., Zahlenang.). *H. E.* 60113.

Flugzeuge. Gloster-»Grouse II«-Schul-DD und »Grebe II«-Jagd-DD, beide von der Gloucestershire Aircraft Company gebaut, im Aufbau sehr ähnlich, im Äußeren, entsprechend ihrer verschiedenen Verwendung, voneinander verschieden; viele ihrer Bauteile können ausgetauscht werden.

Rumpf rechteckig, mit stark abgerundeter Ober- und Unterseite, in Holzbauart mit Stoffbespannung. Schwanzende so ausgebildet, daß Endstrebe mit oberer und unterer Höhenflosse ein Ganzes bilden und in besondere Beschläge eingesetzt wird. Ein- bzw. zweisitzig; Sitze hintereinander.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, auf Armstrong-Siddeley-Motorenträger gelagert, der an besonders starkem Sperrholz-Schott, an dem die vier Längsträger enden, befestigt ist.

Zwei stromlinige Fallbenzin-Tanke unter oberem Tragdeck seitlich des Führersitzes, von wo aus Absperrhähne bedient werden können.

Tragdecks: Vorderkanten rechtwinklig zum Rumpf, leichte V-Stellung. Bauart gewöhnlich, zwei Längsholme und Rippen aus Holz, Stoffbespannung.



Zahlentafel zu 60114.

Gloster-DD Zweck	»Grouse II« Schule	»Grebe II« Jagd	Maße
Spannweite (Oberdeck)	8,5	8,8	m
Spannweite (Unterdeck)	kleiner	7,6	m
Länge	6,1	5,9	m
Flügeltiefe (Oberdeck)	1,6	1,6	m
Flügelfläche	19,3	23,6	m²
davon Querruder	2,6	2,9	m²
Leitwerkspannweite	2,7	2,7	m
Leitwerkfläche	1,7	1,7	m²
Höhenruder (einschl. Flosse)	0,9	0,9	m²
Seitenruder	0,5	0,6	m²
Kielflossen	0,51	0,5	m²
Spurweite	1,5	1,5	m
Motor	Armstrong-Siddeley »Lynx«	Armstrong-Siddeley »Jaguar«	—
Leistung	180	385	PS
Leergewicht[1]	—	0,386[1])	t
Triebwerkanlage einschließlich Brennstoff	—	0,607	t
milit. Ausrüstung	—	0,194	t
also Fluggewicht	0,96	1,187	t
Flächenbelastung	58,2	58,0	kg/m²
Leistungsbelastung	5,3	3,1	kg/PS
Flächenleistung	9,3	16,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	130	254	km/h
Landegeschwindigkeit	84	85	km/h
Gipfelhöhe	5,5	7	km
steigt auf 3 km in	17	—	min
» » 6 km »	—	24	min
Flugdauer	3¾	2¾	h
in Höhe	3,0	4,6	km
Brennstoffvorrat	181	236	l
Schmierstoffvorrat	15,9	25	l
Brennstoffverbrauch	—	123	l/h
Schmierstoffverbrauch	—	6,8	l/h
Lastvielfache:			
Vordere Tragwand	7	7	—
Hintere »	5	5	—
Rumpf	5	5	—
Fahrgestell	4,5	4,5	—

Bei Fichtenholz ist mit einer Biegefestigkeit von 350 at gerechnet.

[1]) Gewichtzerlegung bei »Grebe II«:

Tragdecks	0,159 t
Rumpf	0,063 t
M. G.-Einbau	0,005 t
Schwanzsporn	0,004 t
Kielflosse	0,003 t
Seitenruder	0,002 t
Hilfshöhenruder	0,005 t
Höhenruder und -flossen	0,013 t
Steuerung	0,012 t
Führersitz	0,007 t
Verkleidung	0,031 t
Brennstofftanke	0,031 t
Öltank	0,005 t
Fahrgestell	0,047 t
also Flugwerk-Leergewicht	0,386 t
Motor	0,372 t
Schraube	0,022 t
Brennstoff	0,177 t
Schmierstoff	0,025 t
Leitungen	0,011 t
also Triebwerk	0,607 t
Führer	0,008 t
elektrische Anlagen	0,014 t
Sauerstoffgerät	0,010 t
Meßgeräte	0,010 t
M. G., Munition, Zielgerät, M. G.-Steuerung	0,122 t
also militärische Dienstlast	0,194 t

Unterflügel sind bei »Grouse« an kurze, fest mit Rumpf verbundene Flügelstutzen, bei »Grebe« unmittelbar an Rumpfseiten angesetzt. Dünner Flügelschnitt für große Geschwindigkeiten, geringere Spannweite und Tiefe wie bei Oberdeck.

Das zweiteilige Oberdeck hat dicken Flügelschnitt und große Auftriebsbeizahl. Es ist auf zwei Böcken, aus je vier und je zwei Stahlrohren, über Rumpfmitte gelagert, die beiden Teile sind miteinander verbolzt.

Ober- und Unterdeck durch zwei Stielpaare miteinander verbunden.

Leitwerk gewöhnlich. Durch Stoßstange miteinander verbundene Querruder an beiden Flügeln; die unteren werden gesteuert.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, gewöhnlicher Gummifederung und Öl-Stoßdämpfern im vorderen V-Stiel.

— Two »Gloster« Machines; Flight 7, Nr. 46 und 47, vom 12. und 19. Nov. 1925, S. 743 bis 746 und S. 763 bis 767, (6 Sp., 6 Lichtb., 2 Risse, 10 Skizzen zu Einzelteilen, Zahlenangaben). *H., E.* 60114.

Flugzeuge. Der Humming Bird-DD, Muster OX 5, der White's Aircraft in Des Moines, Ia., als Verkehrs- und Sportflugzeug gebaut, bei besonderer Berücksichtigung eines niedrigen Anschaffungspreises.

Rumpf rechteckig, Oberseite abgerundet, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Gewöhnliche Holzbauart, Stoffbespannung. Zwei Gast-Sitze vorne, Führersitz hinten.

Triebwerk im Rumpfvorderteil kann nach Lösen von vier Bolzen ausgebaut werden. Kühler zwischen dem Fahrgestell.

Tragdecks: Oberes durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel an Rumpfunterkanten angesetzt. Gewöhnliche Bauart. Zwei äußere Stielpaare. Oberdeck mit 4 kurzen Streben auf Rumpfoberkante abgestützt. Drahtverspannung, Stoffbekleidung.

Leitwerk: gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig mit durchgehender Achse und Gummifederung.

Spannweite		10,1	m
Länge		7,2	m
Höhe		3,2	m
Flügeltiefe		1,5	m
Flügelabstand		1,3	m
Staffelung		0,15	m
Flügelschnitt		U. S. A. 27	
Einstellwinkel (Oberdeck)		2°	
Einstellwinkel (Unterdeck)		2°	
V-Stellung		1,5°	
Rumpfneigung am Boden		14°	
Leitwerkspannweite		2,5	m
Flügelfläche		29,5	m²
davon Querruder		3,1	m²
Leitwerkfläche		2,3	m²
Höhenruder (einschl. Flossen)		1,4	m²
Seitenruder		0,65	m²
Kielflosse		0,23	m²
Leergewicht		0,47	t
Brennstoff und Schmieröl	0,13 t		
Besatzung	0,08 t		
Nutzlast	0,24 t		
daher Zuladung	0,45 t		
also Fluggewicht		0,92	t
Motor: Curtiss OX 5		90	PS
Flächenbelastung		31	kg/m²
Leistungsbelastung		10,2	kg/PS
Flächenleistung		3,1	PS/m²
Flugweite		600	km
Flugdauer		4,5	h
Höchstgeschwindigkeit		140	km/h
Landegeschwindigkeit		45	km/h
steigt, beladen, auf 0,3 km in		10	min

steigt, beladen, auf 0,3 km in	2,1	min
steigt, beladen, auf 1,5 km in	5,6	km
Gipfelhöhe	5,6	km

— The OX 5 Humming Bird; Aviation **18**, Nr. 18 vom 2. November 1925, S. 642 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenangaben). *H.*, *E.* 60115.

Flugzeuge. Junkers-Sport- und Schul-Zweisitzer-TD mit Spaltflügel, Muster T 29.

Rumpf aus wenigen Querspanten und Wellblechhaut, beide aus Duralumin. Sitze nebeneinander, etwas versetzt; über ihnen Sturzbügel.

Tragdeck: dreiteilig, freitragender Spaltflügel. Duralumin-Fachwerk und -bekleidung. Durch Drehen des hinter dem Hauptflügel liegenden Hilfsflügels wird Krümmung des Gesamtprofils geändert, dadurch Auftrieb erhöht. Durch weiteres Drehen entsteht zwischen Haupt- und Hilfsprofil ein Spalt, der Abreißen der Strömung verhindert. Hilfsflügel wirken bei gleichzeitiger Bedienung als Höhenruder, bei gegenläufiger Verstellung als Querruder.

Leitwerk freitragend.

Fahrgestell aus Stahlrohren mit zweiteiliger Achse. Federung in den Hauptstreben durch stromlinienförmig verkleidete Federzüge.

Spannweite	11,0	m
Länge	7,0	m
Höhe	2,3	m
mittlere Flügeltiefe	1,57	m
Flügelfläche (einschl. Rumpf)	17,5	m²
Flügelfläche (ohne Rumpf)	15,6	m²
Leergewicht	0,49	t
Zuladung	0,26	t
also Fluggewicht	0,75	t
Motor: Junkers L 1a	80	PS
Flächenbelastung	48,0	kg/m²
Leistungsbelastung	10,7	kg/PS
Flächenleistung	5,1	PS/m²
größte Geschwindigkeit	140	km/h
Landegeschwindigkeit	70	km/h

— Die neue Junkers-Flugzeugtype T 29; Luftfahrt **29**, Nr. 17, vom 5. September 1925, S. 270 (2 Sp., 1 Lichtb.). *H.*, *E.* 60116.

Flugzeuge. Loening-Wasser-Land-DD.

Rumpf im Oberteil wie gewöhnlicher Land-DD, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Unmittelbar an ihn angesetzt bootsähnlicher Schwimmer, dessen Unterseite bis in Höhe Flügelhinterkante wagerecht verläuft, dort Stufe hat, dann schräg nach oben zum Schwanzende hochgezogen ist. Schwimmervorderteil läuft, etwa 1 m vor Luftschraube, in scharfen Löffelbug aus. Spanten in Wellenbinderform. In Höhe des einziehbaren Sporns zweite Stufe. Führer sitzt vorne, Beobachter dahinter.

Triebwerk im Rumpfvorderteil. Motor mit hängenden Zylindern. Kühler im unteren Teil der senkrechten Rumpfvorderseite. Zwischen Motorunterseite und Schwimmer fehlt Verkleidung.

Tragdecks: oben durchlaufend; unten zweiteilig, an Rumpfunterkante angesetzt. Beide leicht V-förmig, gestaffelt, durch je zwei seitliche N-Stiele und Drahtverspannung versteift. An den Unterflügelenden kleine Schwimmer.

Fahrgestell seitlich hochklappbar.

Leitwerk gewöhnlich.

Spannweite	13,71	m
Länge	10,36	m
Höhe	3,73	m
Radstand	2,43	m
Motor: Liberty oder anderer		
Leergewicht	1,5	t
Zuladung	1,0	t
daher Fluggewicht	2,5	t
Höchstgeschwindigkeit	195	km/h
Gipfelhöhe	4,6	km

— L'amphibie Loening; L'Aéronautique **7**, Nr. 77 vom Okt. 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, Nr. 34, S. 375 (1 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizze). *H.*, *E.* 60117.

Flugzeuge. Mercury-DD der Aerial Service Corporation of Hammondsport, N.Y., zu verschiedenen Verwendungszwecken gebaut; als Postflugzeug, Schulflugzeug, Dreisitzer und mit Lichtbildgerät.

Rumpf rechteckig, in senkrechte Schneide auslaufend, aus geschweißten Stahlrohren mit Stoffbespannung. Je nach Verwendungszweck 3 oder 2 Sitze oder 1 Führersitz und Gepäckraum.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, mit Aluminiumblech bekleidet. Fallbenzin im Oberdeckmittelstück.

Tragdecks: Zwei, verschiedener Abmessung. Oberflügel über Rumpf an Bock aus vier Streben seitlich angeschlossen; Unterflügel an Rumpfunterkanten angesetzt. Zwei N-Stiele, verstrebt durch stromlinige Kabel. Unterflügel gegen kleinere austauschbar wenn man mit geringer Last fliegt. Kastenholme, Gitterrippen, Dural-Innenstiele, Stoffbespannung.

Leitwerk aus Stahlrohren mit Stoffbespannung.

Fahrgestell: 4 Stahlrohre bilden, von vorn gesehen, zwei Dreiecke; am Schnittpunkt der beiden Innenseiten greifen Gummistoßdämpfer an, die an Hinterholmen befestigt, dritte Strebe stützt Rad nach hinten ab; keine durchlaufende Achse.

Zahlentafel zu 60118.

Spannweite	10,0		10,0		m
Länge	6,6		6,7		m
Höhe	2,9		2,9		m
Flügeltiefe	1,5		1,5		m
Flügelabstand	1,8		1,8		m
Staffelung	0,73		0,73		m
Einstellwinkel	2		2		Grad
Flügelschnitt	Clark Y		Clark Y		—
Flügelfläche	28,3		28,3		m²
Postraum	0,7		—		m³
Motor	Wright J 4		Curtiss C 6 A		—
Leistung	200		160		PS
Leergewicht		0,72		0,72	t
Nutzlast	0,22		0,18		t
Brennstoff	0,13		0,12		t
Schmierstoff	0,02		0,02		t
Führer	0,07		0,07		t
also Zuladung	0,45	0,45	0,39	0,39	t
daher Fluggewicht		1,17		1,11	t
Flächenbelastung	41		40		kg/m²
Leistungsbelastung	5,6		7,0		kg/PS
Flächenleistung	7,1		5,7		PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	210		190		km/h
Landegeschwindigkeit	83		82		km/h
Gipfelhöhe	5		4		km

— The Mercury Jr; Aviation **19**, Nr. 19, vom 9. Nov. 1925, S. 682 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenangaben). *H.*, *E.* 60118.

Flugzeuge. Powell-Leicht-Renn-DD, entworfen und gebaut von C. H. Powell, Professor an der Universität Detroit, und seinen Schülern.

Rumpf in gewöhnlicher Holzbauart, mit Birken-Furnier beplankt, nach hinten in senkrechte Schneide auslaufend.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, stromlinig, mit Aluminiumkappe umkleidet.

Tragdecks: Oberes durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel beiderseits Rumpfunterkante angesetzt. Zwei N-Stiele, diagonal verspannt; Oberdeck-Mittelstück auf nach außen gestellten, kurzen N-Stielen in vier Punkten gelagert. An Unterflügeln bis zum Rumpf reichende Querruder. Beide Decks rechteckig mit abgerundeten Enden, gestaffelt und etwas hochgezogen.

Fahrgestell V-förmig, aus stromlinigen Rohren; ohne durchlaufende Achse.

Spannweite	4,8 m
Flügeltiefe	0,82 m
Flügelfläche	16,0 m²
Flügelabstand	0,84 m
Flügelschnitt	R.A.F. 15
Motor: Bristol »Cherub«	18,5 PS
Schraube: Curtiss-Reed-Metall:	
Durchmesser	1,28 m
Steigung	0,92 m
Leergewicht	0,14 t
Zuladung	0,07 t
also Fluggewicht	0,21 t
Flächenbelastung	35 kg/m²
Leistungsbelastung	11,3 kg/PS
Flächenleistung	3,1 PS/m²
Geschwindigkeit	120 km/h
Gipfelhöhe	3,2 km
Brennstofftankinhalt	11,2 l

— *G. F. Mc. Langhlin*, The Powell Light Plane Racer; Aero Digest **7**, Nr. 5, vom November 1925, S. 612 u. 630 (3 Sp., 2 Lichtb., 1 Aufriß). *H., E.* 60119.

Flugzeuge. Udet-Düsenflügel-Versuchs-HD.

Allgemeiner Aufbau wie bei U 8.

Tragdeck hat einen besonderen Hilfsflügel an der Vorderkante, der in der Landestellung und beim Start nach vorne geschwenkt, und eine hintere Kappe, die gleichzeitig nach unten gedreht wird.

Der Hilfsflügel hängt an zwei Lenkern; der vordere wird durch Hebel vor- und rückwärts bewegt, dadurch wird Hilfsflügel auf- und abgehoben. Hebel vom Führersitz durch Kettentrieb, Schneckenwelle und -trieb und in Flügelvorderkante gelagertes Rohr mit Nockenhebeln betätigt. Derselbe Antrieb bedient Flügelklappen, die außerdem als Querruder wirken können, derart, daß wie beim gewöhnlichen Querruder Seile an Hebel hinter dem Vorderholm der Klappen angeschlossen sind; zum Regeln der Mittelstellung sind die beiden unteren Hebelarme außerdem durch Spannschloß-Rechts- und Linksgewinde mit einer genuteten Welle, auf der ein Kegelrad läuft, verbunden; Kegelrad angetrieben durch Stirnrad auf der Schneckenwelle für Hilfsflügelsteuerung. Kegel-, Stirn- und Schneckenräder haben Selbsthemmung. Versuchsflugzeug hatte anfänglich Schwierigkeiten, die nach 5 bis 6 Flügen behoben wurden.

Auslauf bei 50 kg/m² Flächenbelastung etwa 70 m.

— Das Udet-Düsenflügel-Versuchsflugzeug; IFW **7**, Nr. 25 vom **10**. Dezember 1925, S. 477 bis 479 (2 Sp., 3 Lichtb., 3 Skizz.). *H., E.* 60120.

Flugzeuge. Ungarischer Feiro-»Daru«-Verkehrs-HD von Feigl und Rotter, Budapest, halbfreitragend.

Rumpf rechteckig, in scharfe, senkrechte Schneide auslaufend, Oberseite über Motor wagerecht, dann zur Tragdeckvorderkante scharf hochgezogen, hinter dem Tragdeck sanft zum Schwanzende abfallend. Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung. Führersitz und ein zweiter danebenliegender Sitz offen, durch Schutzscheibe zwischen Tragdeck und Rumpf gut geschützt, dahinter Kabine mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, mit Aluminiumblech verkleidet.

Tragdeck halbfreitragend, leichte Pfeilstellung, gegen Rumpfvorderkante durch zwei Streben abgestützt. Holzbauart mit zwei Längsholmen, gleichbleibender Flügelschnitt, Joukowsky-Göttingen. Stoffbespannung.

Leitwerk: Große Flossen, unausgeglichenes Höhen- und Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, in Mitte durch zwei Streben gegen Rumpfunterkanten gestützt; Gummifederung.

Spannweite	14,2 m
Länge	2,74 m
Höhe	9,0 m
Flügeltiefe	2,0 m
Flügelfläche	26 m²
Motor: Hispano-Suiza	180 PS
Leergewicht	0,82 t
Zuladung	0,48 t
daher Fluggewicht	1,3 t
Flächenbelastung	50 kg/m²
Leistungsbelastung	7,2 kg/PS
Flächenleistung	6,9 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	170 km/h
Kleinstgeschwindigkeit	80 km/h
Gipfelhöhe	4,0 km
steigt auf 1 km in	8 min

— *J. Serryer*, L'Avion Feiro, type »Daru«; Les Ailes **15**, Nr. 231, vom 19. November 1925 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse). *H., E.* 60121.

Flugzeuge. Wasserflugzeug Savoia S 16, mit dem De Pinedo seine 55000 km lange Reise unternahm.

Gewichtsaufstellung der Zuladung (kg):

Ausrüstung	135,0
Gepäck	48,0
Brennstoff	640,0
Schmieröl	55,0
Petroleum	5,0
Druckluftanlasser	30,0
Handanlasser	5,0
Brennstoffpumpe	2,0
Trichter, Eimer, Geschirr	1,5
Signallichter	1,0
Ersatzschraube	27,0
Motor-Ersatzteile	46,0
Werkzeug	42,0
Anker und Zubehör	18,0
Segel und Zubehör	15,0
Tauwerk	6,0
Motorüberzug	3,0
Thermosflaschen	1,0
Notbeleuchtung	8,0
Medikamente	2,5
Wasser-Destillierapparat	8,0
Laufbildgerät	3,5
Raketen	1,5
Filme	3,0
Very-Leuchtpistole	1,0
Mauser-Pistole	1,5
Very-Leuchtmunition	4,0
Mauser-Munition	1,5
Film-Packs	1,5
daher Zuladung	1121,5 kg
	= 1,12 t
Leergewicht	1,80 t
also Fluggewicht	2,92 t

— Le merveilleux voyage du commandant de Pinedo; L'Air **7**, Nr. 145, vom 15. November 1925, S. 17 bis 19 (6 Sp., 3 Lichtb., 1 Ausrüstungskizze, Zahlenangaben). *H., E.* 60122.

Flugzeuge. Wright-Bellanca-Eindecker, eine Weiterentwicklung des vor zwei Jahren von Bellanca gebauten Eindeckers.

Rumpf dreiteilig: 1. Rumpfvorderteil hat Stahlrohrträger für Motor, mit Aluminiumblech bekleidet; 2. Raum für Führer und 5 Fluggäste oder Ladung, aus Eschenholzträgern und Schotten, mit Mahagoni-Sperrholz beplankt; 3. Schwanzende, mit 4 Bolzen am hinteren Kabinen-Schott befestigt, aus Chrom-Molybdän-Stahlrohren, stoffbespannt.

Rumpfunterseite vorn und hinten etwas hochgezogen. Oberseite hinter Motor bis zur Tragdeckvorderkante scharf

hochgezogen, hier Führersitz mit guter Sicht nach allen Seiten, dann in Flügelschnitt übergehend und zum Schwanzende sanft abfallend.

Triebwerk mit Schmierölvorrat im Rumpfvorderteil, der nach Lösen von zwei Bolzen abklappbar. Brennstofftanks im Tragdeck. Brandschott zwischen Vorderteil und Führersitz.

Tragdeck halbfreitragend, durchlaufend, mit gleichbleibendem Querschnitt. Zwei kräftige Fichten-Längsholme, Rippen aus Fichte, Linde und Balsa-Holz, mit Dreieck-Fachwerk-Versteifungen. Bruchbelastung 360 kg; siebenfache Last wäre 170 kg. Bespannung aus siebenmal gelacktem und einmal gefirnißtem Leinen.

Absteifungen gegen Rumpfunterkante durch zwei Streben, deren Form und Aufbau so gewählt, daß sie Zusatz-Auftrieb geben. Sie sind aus Birken-Längsholmen mit Fichten und Lindenrippen gebaut und ebenso wie Tragdeck bezogen.

Leitwerk: gewöhnlich.

Fahrgestell freitragend, mit Duraluminblech stromlinig umkleidet, Stoßdämpfer leicht zugänglich.

Spannweite	13,7	m
Länge	7,53	m
Höhe	2,6	m
Flügeltiefe	1,9	m
Flügelfläche	25,3	m²
Motor: Wright »Whirlwind«	200	PS
Schmierölvorrat	20	l
Leergewicht	0,81	t
Betriebsstoff und Führer	0,23	t
Nutzlast	0,82	t
daher Fluggewicht	1,86	t
Flächenbelastung	74	kg/m²
Leistungsbelastung	9,3	kg/PS
Flächenleistung	7,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit (mit welcher Last? D. Ber.)	200	km/h
Reisegeschwindigkeit	150	km/h

— Wright-Bellanca Monoplane; Aviation **19**, Nr. 18 vom 2. November 1925, S. 634 bis 635 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.); auch Flugsport **17**, Nr. 23 vom 25. November 1915, S. 454 (1 Sp., 1 Lichtb.). *E.*, *H.* 60123.

Hubschrauber. Hellesen-Kahn-Hubschrauber, Muster H.-K.-1, mit einer großen, zweiflügligen, über einem Rumpf mit Fahrgestell gelagerten Luftschraube. Die beiden Flügel sind als kleine Eindecker ausgebildet; deren jeder trägt in seinem Rumpfvorderteil einen Motor mit zwei vierflügligen, zum Ausschalten der Kreiselwirkung gegenläufigen Luftschrauben.

Durch die Vorderkanten der gegeneinander gestellten Tragflügel läuft eine gemeinsame wagerechte Achse, die in der Mitte drehbar über dem Rumpf gelagert ist.

Kleine Höhenruder, getrennt beweglich, können die Flügel um ihre Vorderkante drehen, die Anstellwinkel willkürlich ändern, so die Neigung der Hubschrauben und seine Seitenbewegung regeln.

Spannweite	13	m
Flügeltiefe	1,5	m
Flügelfläche	19,5	m²
Schraubenkreisfläche	132	m²
Drehzahl (höchste)	100	U/min
Fluggewicht	800	kg
Motoren: Anzani	2 × 35	PS
Flächenbelastung bez. auf Flügelfläche	41	kg/m²
Flächenbelastung bez. auf Drehkreisfläche	6,05	kg/m²
Leistungsbelastung	11,4	kg/PS
Flächenleistung bez. auf Flügelfläche	3,6	PS/m²
Flächenleistung bez. auf Drehkreisfläche	0,5	PS/m²

— L'hélicoptère Hellesen-Kahn H.-K.-1; L'Aéronautique **7**, Nr. 77 vom Oktober 1925, Beilage L'Aérotechnique **3**, Nr. 34, S. 382 und 383 (2 Sp., 1 Skizz., 1 Lichtb.). *H.*, *E.* 60124.

Luftbild. Der Vorderlinsenverschluß von Labrély ermöglicht schärfere Luftbildaufnahmen als Schlitzverschlüsse, da bei ihm die ganze Platte gleichzeitig belichtet wird.

Der Verschluß besteht aus nebeneinanderliegenden Metallstreifen, die, um ihre Längsachse drehbar, auf jeder Seite an miteinander verbundenen Hebeln befestigt sind. Die Hebel werden gemeinsam durch Malteser-Kreuz und Welle bewegt, jenes durch eine Platte mit zwei exzentrischen Nasen angetrieben. Die Platte sitzt auf einer Welle mit Ritzel, dessen Zahnrad Sperr- und verstellbare Spannvorrichtung trägt.

Verschluß erlaubt Einstellungen bis zu 0,01 s bei 50 mm Öffnung und 80 vH Lichtausnutzung.

— L'obturateur d'objectif. Labrély; L'Aéronautique **7**, Nr. 77 vom Okt. 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, Nr. 34, S. 381 bis 382 (2 Sp.; 2 Lichtb.). *H.*, *E.* 60125

Luftschiffe. Amerikanisches Sportluftschiff »Pilgrim«, gebaut von der Goodyear-Gesellschaft, entworfen von H. T. Kraft. Ein Prall-Luftschiff mit einigen an Halbstarre erinnernden Versteifungen, die ein Prallhalten des Hüllenstoffes bei geringem inneren Überdruck ermöglichen; dadurch Dauerbeanspruchungen in der Halle und Gasverluste vermieden.

Füllgas: Helium.

Körper gedrungen, mit kreisrundem Querschnitt; Bug durch 5 m langes Stahlrohr und 6 radiale Kabel flitzbogenartig ausgesteift, wobei Hülle als Bogen dient. Im unteren Teil des Tragkörpers ein 6,5 m langes, dreieckiges Kielgerüst aus Leichtmetall. Ein Luftsack (Ballonett) über dem Ladungschwerpunkt, dessen Druck durch Überdruck-Ventil und Luftmaul regelbar.

Leitwerk aus Höhen- und Kielflossen nebst Rudern am Schiffsende.

Gondel aus dünnem Stahlrohr, mit Magnesiumblech bekleidet, etwa unter Mitte Schiff, starr mit Kielgerüst verbunden, bietet Raum für Führer, zwei Fahrgäste, einen Motorwart und Geräte.

Motor und Schraube hängen an besonderem Arm gelenkig am Kielgerüst, durch Gummiplatte elastisch mit Gondel verbunden.

Mastankergeschirr und Landetau am Bug.

Gasraum	1410	m³
» einschl. 5 vH Dehnung	1490	m³
Luftsackinhalt	388	m³
Länge über alles	32,25	m
größter Durchmesser	9,45	m
größte Höhe	13,5	m
größte Breite	12,4	m
Streckungsverhältnis	1 : 3,4	
Oberfläche	740	m²
Motor: Lawrence	80	PS
Tragkörpergewicht	0,61	t
Gondel und Maschinenanlage	0,31	t
Zuladung	0,42	t
Gesamttragkraft	1,34	t
Geschwindigkeit	80	km/h
Fahrweite	530	km

— *Walter Scherz*, Das kleine amerikanische Sportluftschiff »Pilgrim«; Luftfahrt **29**, Nr. 21 vom 5. November 1925, S. 329 bis 331 (4 Sp., 3 Lichtb., 1 Skizze, Zahlenangaben). *H.*, *E.* 60126.

Luftschiffe. Ein halbstarres italienisches Luftschiff ist vor einigen Monaten in Bau gegeben worden und soll im Frühjahr 1927 fertiggestellt sein. Das Luftschiff ist von U. Nobile entworfen und ist eine Weiterentwicklung seiner bisherigen Bauten.

Da die Biegebeanspruchungen wegen der großen Länge ein hohes Widerstandsmoment des Längsträgers erfordern, ist die ganze untere Hälfte des Schiffskörpers als Fachwerkträger ausgebildet.

Trägerquerschnitt fünfeckig mit oben liegender Spitze. Das Fünfeck ein Dreieckfachwerk, bei dem mittleres Feld als Verkehrsgang über die ganze Länge ausgebildet. Die einzelnen Querträger sind an den Ecken miteinander durch Längsbänder verbunden und gegenseitig verspannt. Bug und Heck wie bei N 2, mit dem Träger unmittelbar verbunden. Die einzelnen Fachwerkstäbe des ganzen Trägers sind gebaute Leichtmetall-Stiele.

Die Führergondel mit den Räumen für Besatzung und Fahrgäste hängt im Schiffsvorderteil an den beiden unteren Fachwerkknotenpunkten der Querträger.

Triebwerk auf fünf stromlinige Motorgondeln verteilt, 4 mit je einem Motor, der unmittelbar mit der Schraube gekuppelt ist, seitlich und hintereinander, die fünfte enthält 2 Motoren, die mit Übersetzung auf eine Schraube arbeiten, und liegt mittschiffs unter dem hinteren Drittel des Schiffskörpers. Die anderen Teile des Luftschiffs sind entsprechend denen von N. 1 und N. 2 ausgebildet (vgl. 52207):

Gasraum	51 000 m³
Länge	173,6 m
Hauptdurchmesser	24,3 m
Größte Breite	25,4 m
Größte Höhe	27,4 m
Eigengewicht	29,0 t
Nutzladung	28,6 t
Motoren 6 zus.	1410 PS
Geschwindigkeit	110 km/h

— The Trend of Airship Construction in Italy; Flight **29**, Nr. 43 vom 22. Okt. 1925, S. 693 bis 696 (7 Sp., 4 Zeichng., 1 Lichtb.). *H., E.* 60127.

Luftschrauben. Kirsten-Boeing-Treibvorrichtung, der Form nach ein Schaufelrad mit Flügeln, die um ihre Mittelachse parallel zur Radachse bei jeder Raddrehung eine halbe Umdrehung machen (beim Schaufelrad machen die Schaufeln schwingende Bewegungen!). Sie sind leicht auswechselbar in einer Ringscheibe gelagert.

Die Schubrichtung der Schraube kann durch Verstellen der Flügel geändert werden; angetriebene Fahrzeuge können also auf der Stelle wenden, seitwärts oder unmittelbar rückwärts fahren.

In Amerika waren schon vor dem Shenandoah-Unglück Versuche im Gange, die Vorrichtung zum Antrieb von Luftschiffen zu verwenden.

Der Wirkungsgrad soll 80 vH betragen. (Das ist bei dem geringen Querschnitt des beschleunigten Flüssigkeitsstrahls, gleich Raddurchmesser mal Schaufelhöhe, im Vergleich mit der gewöhnlichen Treibschraube sehr unwahrscheinlich, von den Getriebeverlusten ganz abgesehen. D. Ber.).

— *Schmidt*, Die Kirsten-Boeing-Schraube; VDI-Nachrichten **5**, Nr. 44 vom 4. Nov. 1925, 1. Beibl. (2 Sp.); auch Les Ailes **15**, Nr. 228 vom 29. Okt. 1925 (2 Sp.). Vgl. auch dieses Heft S. 1—4. *H., E.* 60128.

Material. Duraluminflugzeuge sind vorteilhaft in heißen Gegenden, wo sich nach den Kriegserfahrungen Holzflugzeuge, Flügel, Leitwerke und Luftschrauben verziehen.

»Die zurzeit weltführenden Firmen im Duralumin-Flugzeugbau sind zweifellos Junkers, Rohrbach und Dornier.« Sie sollten sich zu gemeinsamer Arbeit zusammenschließen (dagegen macht die Schriftleitung der IFW mit Recht geltend, daß auf dem Gebiet des Flugzeugbaues ein »freier Wettbewerb« »in sachlichen Grenzen« der technischen Entwicklung dienlicher sei! D. Ber.).

Vorteile der verspannungslosen Metallflugzeuge haben sich im südamerikanischen Luftverkehr gezeigt: Wetterbeständigkeit, leichte Auf- und Abrüstbarkeit, Schußsicherheit gegen Infanteriegeschosse, keine Splitterwirkung, bei Seeflugzeugen außerdem: Unempfindlichkeit gegen Feuchtigkeit, örtliche Festigkeit gegen Seen.

Nachteile demgegenüber nur gering: Preis der 2- bis 3fache eines Holzflugzeuges; die »erheblich schwierigeren Reparaturen« sind meist nur »in der Fabrik selbst« oder in Sonderwerkstatt mit Facharbeitern für Schweißen und Nieten ausführbar, aber auch seltener erforderlich; Holzflugzeuge sollen sich bei Kunstflügen der Luft besser anpassen — sichere Bauart ist wichtiger; die Herstellung der Metallflugzeuge erfordert mehr Zeit — doch läßt sich auch hier ein rascher Reihenbau einrichten.

Die Zukunft wird die hohen Erwartungen in den Duraluminflugzeugbau bestätigen, und Deutschland ist hier führend. — *Walter Rothe*, Die Verwendung von Duraluminflugzeugen in heißen Gegenden; IFW **7**, Nr. 22 vom 29. Oktober 1925, S. 416 bis 417 (2 Sp.). *E.* 60129.

Meßgeräte. Die spanische aerodynamische Versuchsanstalt zu Cuatro Vientos mißt Widerstände nach dem Verfahren von Herrera: Das Modell sitzt innerhalb eines senkrechten Stahlrahmens, der gegen einen zweiten wagerechten Rahmen abgesteift auf 3 Rollen ruht und sich gegen 2 Seiten stützt. Die Kräfte an diesen 5 Rollen werden mit einem Kolben auf Flüssigkeits-Druckmesser übertragen. Das Manometerrohr des Luftgeschwindigkeitsmessers ist zur Erzielung gleichbleibender Empfindlichkeit zykloidenförmig ausgebildet.

Eine andere Anordnung von D. Janero Olivié erlaubt, Richtung und Größe der Luftkraft-Resultierenden unmittelbar zu bestimmen.

Modell wird von einem Träger gehalten, der fest verbunden ist mit einem in der Lotebene liegenden, in sich beweglichen Parallelogramm. Beim Anblasen stellen sich zwei Parallelogrammseiten parallel zur Resultierenden ein und bestimmen so ihre Richtung. Durch geeignete Verbindung mit einem zweiten Parallelogramm in gleicher Ebene können die Kräfte durch ein Schiebegewicht gemessen werden.

Eine Vorrichtung von Herrera zum Messen des Schraubendrehmomentes besteht darin, daß eine endlose Kette, die Antriebsmotor und Schraubenwelle verbindet, über Zahnräder mit Spanngewichten läuft. Deren Lage gibt ein Maß der Kettenspannung, woraus Drehmoment errechenbar.

— Le laboratoire aérodynamique de Cuatro Vientos; L'air 7, Nr. 142 vom 1. Okt. 1925, S. 18 (2½ Sp., 3 Skizzen). *H., E.* 60130.

Motoren. Heißkühlung und Kondensation von Auspuffgasen ermöglichen bei Großflugzeugen und Luftschiffen, die Kocheinrichtungen, geheizte Kammern u. dgl. haben, beträchtliche Ersparnis.

Dampfkühlung dadurch erzielt, daß Kühlwasser in den Kühlmänteln bis zum Siedepunkt erhitzt wird und mit über dem Zylinder liegendem Wasserbehälter durch weite Öffnungen verbunden ist. Der sich bildende Wasserdampf steigt durch die Öffnungen und durch das frische Kühlwasser nach oben, wobei er teilweise kondensiert. Der restliche Dampf wird in Oberflächenkühler verdichtet, sein Kondensat läuft in Wasserbehälter zurück. Der Dampf kann zur Heizung von Kabinen und Speisetöpfen verwendet werden, dann andere Kühler unnötig, die aber zur Reserve stets vorhanden sein müssen.

Versuche an einem Rolls-Royce-Motor und einer Einzylindermaschine haben ergeben, daß bauliche Änderungen bei Anwendung der Dampfkühlung am Motor selbst nicht nötig sind.

Wassergewinnung aus Auspuffgasen ist bei Luftschiffen bedeutungsvoll, da dadurch Gewichtsausgleich bei großen Betriebstoffverbräuchen möglich, und weil Luftschiff beim Landen zur Verringerung des Auftriebs selbst bei gleichbleibendem Fluggewicht zur Gasabgabe gezwungen ist. Vorteilhaft ist, einen Teil dieses abzublasenden Gases im Motor zu verbrennen und aus den Auspuffgasen Ballastwasser zu gewinnen.



— The Evaporative Cooling of Engines and the Condensation of Their Exhaust; The Aeroplane **29**, Nr. 20 vom 11. Nov. 1925, S. 566 (2 Sp.). *H.*, *E.* 60131.

Motoren. Luftgekühlter Rickenbacker Sternmotor der Rickenbacker Motor Co., Detroit, U. S. A. Fünf gußeiserne Zylinder mit Kühlrippen und schwarzem hitzebeständigen Emaille-Überzug, der die Wärmestrahlung um 10 bis 15 vH verbessert. Ein- und Auslaßventile, gegen Zylindermitte schräg gestellt, in Hauptquerebene, zwei gegenüberliegende Zündkerzen senkrecht hierzu. Verbrennungsraum kugelig.

Zylinder weit in Kurbelgehäuse hereingezogen, um Verölen der unteren Zylinder zu vermeiden.

Kolben aus Aluminiumguß mit drei Kolbenringen, von denen der untere ein Ölabstreifring. Kolbenbolzen in ausgebuchsten Lagern.

Ventilantrieb durch eine auf Kurbelwelle sitzende Scheibe und drei Nocken, die Stoßstangen und Schwinghebel der 10 einzelnen Ventile betätigen.

Zündung durch zwei voneinander unabhängige Scintilla-Magneten.

Preßschmierung.

Kurbelgehäuse zylindrisch aus Aluminiumguß mit auf Rückseite angegossenen Pratzen und Lagerträgern für Steuerungsorgane und Befestigungsbolzen. Vorne ist das offene Gehäuse durch kreisrunden Deckel abgeschlossen, der in der Mitte das Kugeldrucklager der Kurbelwelle trägt. Unten Anschluß für Vergaser und Ölabfluß:

Leistung	60 bis 80	PS
Drehzahl	1620 bzw. 2400	U/min
Bohrung	10,2	mm
Hub	8,9	mm
Zylinderinhalt	7,25	l
Verdichtungsverhältnis	5	
Durchmesser	762	mm
Gewicht	79,6	kg
Leistungsgewicht	0,99	kg/PS

— The Rickenbacker Light Engine; Aero Digest **7**, Nr. 5 vom Nov. 1925, S. 614 und 636 (3 Sp., 1 Lichtb.). *H.*, *E.* 60132.

Nachtflug. Nachtbeleuchtung im Luftverkehr. Für Seefeuer hängt die Lichtstärke vom Reizschwellenwert der Beleuchtungsstärke, von der Durchlässigkeit der Luft und der Tragweite ab; soll diese 7,4 km sein, so sind bei sichtigem Wetter 15, bei dunstigem 43 HK erforderlich, bei 46,3 km Tragweite bzw. 57900 und 76950000 HK.

Für Luftfahrtfeuer liegen die Verhältnisse ungünstiger wegen der erhöhten Lichtabsorption durch Staub, Rauch usw. über Land. Die geringste Beleuchtungsstärke, die der Beobachter noch wahrnehmen kann, hängt ab vom Sehwinkel, der durch Vergrößern der Reflektoröffnung verbessert werden muß, da sonst auch intensivere Lichtquellen keine erhöhte Sichtweite geben.

Die Intensität eines Feuers läßt sich durch Vergrößern der Brennweite steigern, aber, besonders bei Verwendung hochkerziger Glühlampen, auch durch Verkürzen der Brennweite zum Erzielen tiefer Spiegel mit größerem Raumausnutzungswinkel des Reflektors.

Die Streuung und damit die Blitzdauer umlaufender Feuer hängt von der Größe der Lichtquelle ab.

Kennungen: Einblitzige Feuer werden mit einfachen Drehscheinwerfern, mehrblitzige durch eine entsprechende Zahl von Reflektoren auf drehender Platte oder durch Teilung eines Reflektorstrahls mittels Streuers oder durch elektrisch bzw. mechanisch gesteuerte Blenden erzielt.

Aufstellung: Ein Strahl senkrecht nach oben genügt nicht, gibt allerdings bei Bodennebel einen Anhaltspunkt. Meist genügt etwa wagrechte Ausstrahlung, da z. B. bei 1 km Flughöhe und 50 km Entfernung ein 25 m hohes Feuer unter 1° 10′ gesehen wird. Hohe Aufstellung vermindert Dunst- und Nebelschwächung.

Arten: 1. Hauptorientierungsfeuer, deren Sichtweite der Flughöhe wegen durch die Erdkrümmung nicht beschränkt wird. Das Goerz-Feuer mit 1,1 m-Glasparabolspiegel auf dem Tempelhofer Feld ist über Leipzig (aus 140 km Entfernung) erkannt worden. 2. Streckenfeuer mit 30 bis 50 km Tragweite.

Platzfeuer: Scheinwerferstrahlen kreuzen sich da, wo aufgesetzt werden soll; gegen den Wind ein rotes Licht. Der Goerz-Landungsscheinwerfer hat große Breitenstreuung. und das Lichtband reicht nur bis 1,5 m über dem Boden, um nicht zu blenden. Die Eintauchlampen nach Boykow stehen am Rande eines Flugplatzes; die in Windrichtung strahlenden sind eingeschaltet, ihre Lichtfelder überschneiden sich; deren oberer Teil ist grün, der untere, in dem man abfangen muß, rot. Funktürme und Luftleiter werden durch besondere Scheinwerfer kenntlich gemacht.

Bordscheinwerfer müssen windschnittig eingebaut werden, aber vom Führersitz aus nach vorn, seitlich oder unten einstellbar sein. Sich kreuzende Strahlen erleichtern das Landen. Außerdem sind Streulichter mit 100 m Reichweite erforderlich.

— *F. Thilo*, Die Verwendung des spiegelnden Reflektors im Luftverkehr; Zeitschrift für technische Physik **6**, Nr. 10, 1925, S. 511 bis 516 und Tafel XII (10½ Sp., 4 Lichtb., 4 Skizz. von Scheinwerferanlagen, Strahlenkegeln usw.). *E.* 60133.

Strömung. Auftrieb und Moment zeichnerisch gegebener Flügelschnitte zu bestimmen, ist die schwierige Umkehrung der bisher behandelten Aufgabe, zu einer gegebenen Auftriebsverteilung alle möglichen Profilformen aus der konformen Abbildung eines Kreises abzuleiten und zugleich das äußere Potentialströmungsfeld zu ermitteln (vgl. 50319).

Die Aufgabe wird dadurch erleichtert, daß die praktisch verwendeten Flügelschnitte den gewöhnlichen oder verallgemeinerten Joukowsky-Profilen ähneln. Hinzu kommt die große Zahl von Profilen, die sich durch zweimalige Abbildung ableiten lassen.

Der Flügelschnitt läßt sich durch einen Joukowskyschen ersetzen, wenn die mittlere Wölbungslinie kreisförmig, also ohne S-Krümmung ist, wenn die größte Dicke im vorderen Viertel liegt und wenn gewisse Achsen- bzw. Tangentenbedingungen erfüllt sind. Die Abbildungsfunktion wird entsprechend verallgemeinert, wenn das Profil am Hinterende eine Ecke hat.

Durch mehrmalige Transformation läßt sich erfahrungsgemäß jedoch ein solches Profil in eine ellipsenartige und dann in eine kreisähnliche Figur verwandeln. Aus dieser ergibt sich dann der Grundkreis und damit nach bekanntem Verfahren der Auftrieb nach Größe und Lage, also das Moment.

Bei endlicher Spannweite ist der Abwindeinfluß auf Anstellwinkel und Momentenhebelarm infolge der Wirbelablösung zu berücksichtigen.

Zum Vergleich mit Göttinger Versuchswerten an drei Profilen sind die Anstellwinkel von der Druckseitensehne aus zu rechnen und das Auftriebsmoment auf deren Vorderpunkt zu beziehen. Dann stimmen bei schlankeren Profilen die gemessenen und berechneten Auftriebsbeizahlen für mittlere Anstellwinkel befriedigend überein. Bei dickeren Profilen sind die Versuchswerte, wohl infolge verstärkter Wirbel- und Widerstandsbildung, kleiner.

Die Momentenbeizahl abhängig von der Auftriebsbeizahl liefert nach von Mises eine gerade Linie mit der Neigung etwa 1:4, deren Abstand vom Anfangspunkt des Koordinatensystems mit der Profilwölbung wächst. Auch hier ist die Übereinstimmung mit dem Versuch befriedigend. Die für unendlich lange Flügel berechneten Druckpunktlagen fallen meist zu weit nach vorn, die für endliches Seitenverhältnis liegen den wahren Werten näher.

— *Wilh. Müller*, Die Ermittlung von Auftriebsinvarianten vorgegebener Profile; Zeitschrift für angewandte Mathe-



matik und Mechanik 5, Nr. 5 vom Oktober 1925, S. 397 bis 408 (11½ S., 4 Skizz., 1 Schaul., 7 Schaub. von berechneten und gemessenen Werten der Momentenbeizahl und der Druckpunktlage, 3 Zahltaf., viele Formelrechnungen). *E.* 60134.

Strömung. Savonius-Flügelwindwalze. Eine S-förmige Fläche dreht sich unter Wirkung des Windes (s. Abb. 1). Werden die beiden Flügelteile so einander genähert, daß ein Mittelding zwischen *S* und Zylinder entsteht (s. Abb. 2), so ruft die Drehung gleichzeitig Magnuswirkung hervor. Anwendung als Flugzeug- oder Windmühlenflügel. Dabei war der Wirkungsgrad über ⅓ besser als der einer La Cour-Windmühle.

Bei ortsfester Aufstellung, also ohne Magnuswirkung, vermag der einzelne Rotor als Windrad, etwa zum Antrieb einer Pumpe zu dienen. Ausführungen mit mehr als 2 Flügeln geben schlechtere Wirkung.

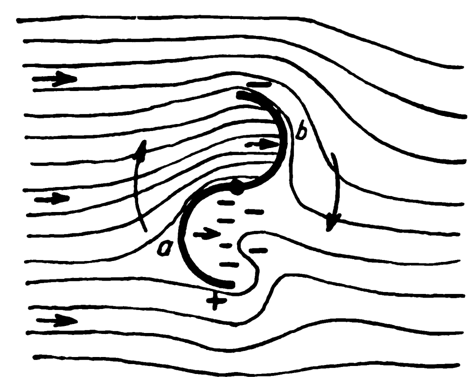


Abb. 1 zu 60135. S-förmiges Windrad.

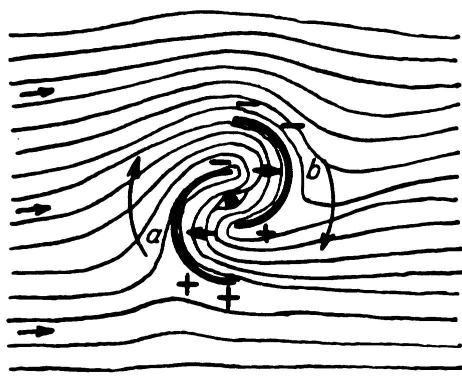


Abb. 2 zu 60135. Selbstdrehende Windwalze.

— *Alexander Klemin*, The Savenius-Wing-Rotor (Savonius!); Mechanical Engineering **47**, Nr. 11 vom November 1925, S. **911** bis 912 (4 Sp., 3 Lichtb. der Windwalze als Einrad oder Segel, 7 Skizz. der Anordnung und Strömung, vgl. Abb. **1** und 2). *H.*, *E.* 60135.

Strömung. Zur Kühlerberechnung für Kraftwagen- und Flugzeugbau fehlte bisher ein allgemeines Berechnungsverfahren. Für Luftröhrchenkühler, bei denen die Luft in geschlossenen Wegen den Block durchstreicht, läßt sich unter Annahme wirbliger Strömung und mit gewissen Vereinfachungen der Rohrform die Durchströmgeschwindigkeit der Luft berechnen, ferner die Wärmeübertragung zwischen Wasser und Luft durch Leitung und Konvektion sowie der Anteil der Strahlung bestimmen.

Mit Versuchen an verschiedenen Kühlern stimmen die Rechnungsergebnisse gut überein, nur bei tiefen Kühlern und geringer Luftgeschwindigkeit ist wegen glatter Strömung Vorsicht geboten. Für Überschlagsrechnungen können mittelbare Kühlung und Strahlung vernachlässigt werden.

Einfluß von Abmessungen und Betriebsart auf den Wärmetausch durch die Röhrchenwände:

Als Röhrchenquerschnitt ist der Kreis für die Luftdurchlässigkeit ungünstiger als geradlinige Figuren, für die Kühlwirkung bei gleichen Herstellungskosten ein Rechteck mit 0,5 bis 0,8 Seitenverhältnis, dessen kürzere Seiten der Wasserströmung parallel sind, besser als ein Quadrat.

Änderung der Querschnittfläche und Länge der Röhrchen steigert bei gegebener Stirnfläche, Luftgeschwindigkeit und Kühlwassermenge die Kühlleistung nur bis zu einem Bestwert bei einer mittleren Größe der Kühlfläche, die mit steigender Luftgeschwindigkeit wächst.

Die Stirnform des Blockes ist ohne Einfluß auf die Kühlleistung.

Mit steigender Stirnfläche wächst die Wassermenge und daher die übertragene Wärme; schneller oder langsamer als jene, je nach dem Einfluß der Änderung auf den Wasserwiderstand.

Den größten Einfluß hat die Luftgeschwindigkeit: die Wärmemenge wächst zumindest ihrer Wurzel verhältig.

Mit der Wassermenge ändert sich die Kühlwirkung vor allem bei kleinen Wassermengen, bei Fahrzeugkühlern also nicht wesentlich, außer bei Thermosiphonkühlern.

Der Luftdichte ist die übertragene Wärme verhältig. Bei Flugzeugkühlern verbessert die Temperaturabnahme in größerer Höhe die Kühlwirkung wieder.

Der Wärmetausch ist nahezu verhältig dem Unterschied der Eintrittstemperaturen von Luft und Wasser. — *L. Richter*, Zur Berechnung der Luftröhrchenkühler; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik **5**, Nr. 4 vom August 1925, S. 293 bis 313 (21 S., 17 Schaub., 3 Skizz., 3 Zahltaf., im Kopf der Zahltaf. 3 sind die vorletzte und drittletzte Skizze zu vertauschen, zahlreiche Formelrechnungen). *E.* 60136.

Unterricht. Diplom-Prüfung für Luftfahrzeugbau an der Technischen Hochschule Berlin.

I. Vorprüfung

der Fachrichtung Maschinenbau oder Schiffbau.

II. Hauptprüfung:

A. Übungsergebnisse:
1. Laboratorium für Luftfahrt,
2. Maschinen- und elektrotechnisches Laboratorium,
3. Entwurf eines Luftfahrzeuges,
4. Entwurf einer Luftfahrzeugkraftanlage,
5. Theoretische Untersuchung aus der Luftfahrttechnik,
6. Werkstatts- oder wirtschaftstechnische Arbeit,
7. Studienarbeiten aus den Wahlfächern.

Aus den Fächern 3, 4 und 5 ist eine Übungsarbeit als Hauptarbeit in Berechnung, Entwurf und Einzelheiten zu behandeln; für die anderen beiden Fächer genügen Teilarbeiten, z. B. ausführliche Seminararbeiten mit Zeichnungen.

B. Diplomarbeit.

C. Mündliche Prüfung:
1. Luftfahrzeugbau (und Betrieb).
2. Kraftmaschinenbau.
3. Fabrikationslehre.
4. Schiffbau oder Leichtfahrzeugbau.
5. Besprechung der Diplom-Arbeit.
6. Strömungslehre.
7. Eins der folgenden Fächer:
Sondergebiete des Luftfahrzeugbaus und Luftfahrzeugmaschinenbaus,
höhere Mechanik,
höhere Physik,
Meßtechnik und Meßgeräte,
Wetterkunde,
jedes Prüfungsfach des allgemeinen Maschinenbaus, des Schiffbaus oder Schiffmaschinenbaus.

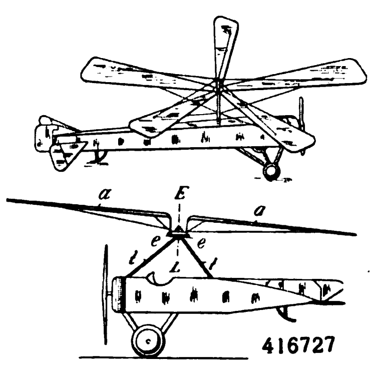
(Nach § 12 der Diplomprüfungsordnung steht die Abgrenzung der Fachgebiete für die Hauptprüfung mit Genehmigung der Fakultät dem Bewerfer frei. — D. Br.) — Prüfungsplan der Fakultät für Maschinenwirtschaft der Technischen Hochschule Berlin. *H.*, *E.* 60137.



Patentschau.

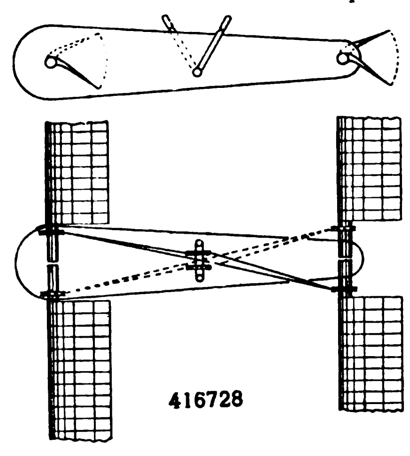
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

416727/77h, 5. Flugzeug mit umlaufenden Tragflächen. J. de la Cierva, Madrid. B 15. 4. 23. V 27. 7. 25. Es handelt sich hier um ein Flugzeug mit umlaufenden Tragflächen, das erfindungsgemäß eine einzige Gruppe ein- oder mehrflächiger, beim Fluge nur durch den Druck des Fahrtwindes angetriebener Tragflächen *a* besitzt, die in einem Sinne umlaufen, mittels Lager oder nachgiebiger Zwischenglieder *e* mit der Achse *E*—*L* oder einem an deren Stelle tretenden



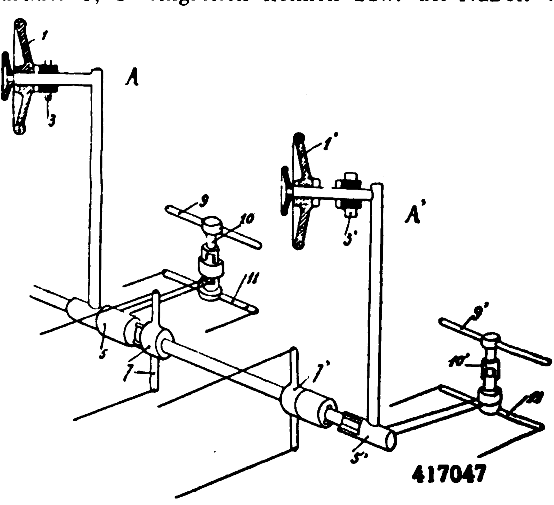
Gestell *t* so verbunden sind, daß sie sich in genauer oder angenäherter Richtung der durch die Achse gehenden Ebene frei bewegen und jederzeit in die Lage einstellen können, die dem Gleichgewicht zwischen der von der Drehgeschwindigkeit erzeugten Fliehkraft und der Gegenkraft entspricht, die beim Fluge vom Winde auf die Flügel ausgeübt wird. Hierbei liegt die Gelenkachse *e* eines jeden Flügels *a* tiefer als der Flügel, um zwischen der Drehachse und dem Flügel angenähert einen rechten Winkel zu erhalten.

416728/77h, 5. Flugzeug. L. R. Rueb, München. B 30. 3. 22. V 27. 7. 25. An Flugzeugen mit hintereinander angeordneten, um den in der Vorderkante liegenden Holm drehbaren Tragflächen steht unter Schutz, daß je eine vordere Tragfläche mit der auf der anderen Rumpfseite liegenden



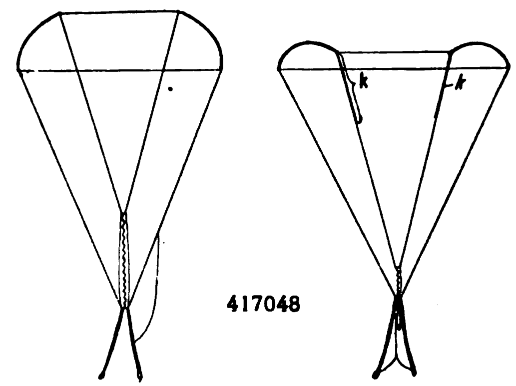
hinteren Tragfläche und mit dem Steuerhebel derart verbunden ist, daß bei einer Vergrößerung des Anstellwinkels einer Tragfläche eine Verringerung des Anstellwinkels der mit ihr verbundenen Tragfläche eintritt, um beim Fluge die Stabilität selbsttätig oder unter Einwirkung des Führers zu erhalten. Die Erfindung ist in erster Linie für propellerlose Flugzeuge gedacht.

417047/77h, 5. Steuerung für Flugzeuge mit zwei untereinander gekuppelten Steuerstellen. P. N. C. James, Paris. B 11. 5. 24. V 4. 8. 25. Die Erfindung besteht im wesentlichen darin, daß die Kettenräder 3, 3′ für die Verwindung, die Arme 7, 7′ für das Höhenruder und die Fußhebel 11, 11′ für das Seitenruder frei auf ihrer Achse und unabhängig von ihren Schaltorganen 1, 1′, 5, 5′, 9, 9′ angeordnet sind, und daß eine ausklinkbare Kupplung zwischen ihnen und eine Verbindung zwischen den sechs Kupplungsvorrichtungen der zwei Steuerstellen so angeordnet ist, daß in der Einklinklage der drei Kupplungen an der einen Steuerstelle die drei Kupplungen der anderen Steuerstelle ausgeklinkt sind. Beispielsweise sind die Kettenräder 3, 3′, die Naben 7, 7′ der Schaltarme für die Höhenruder und die Naben 10, 10′ der Schaltarme für die Seitenruder so auf ihrer Achse angeordnet, daß sie sich längs derselben verschieben können und als Klauenkupplungshülsen ausgebildet sind mit Klauen, welche in entsprechende Klauen der Handräder 1, 1′ eingreifen können bzw. der Naben 5, 5′



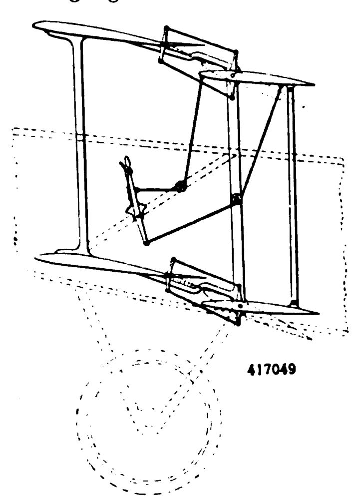
und 11, 11′. Unter Schutz steht in den beiden ersten Ansprüchen, daß die Kupplungen der beiden Steuerstellen *A*, *A*′ mit den Steuerzügen zwangläufig untereinander durch Seilzug, Kettenzug od. dgl. so verbunden sind, daß sie durch Schaltorgane von jeder Steuerstelle angetrieben werden können, und daß Verriegelungsvorrichtungen zur Verriegelung der Kupplungen in den Endlagen vorgesehen sind, die untereinander beispielsweise durch Seilzüge so verbunden sind, daß die Verriegelungsvorrichtungen einer Steuerstelle gleichzeitig eingeschaltet oder ausgeschaltet werden können. (Weitere 3 Ansprüche.)

417048/77h, 5. Fallschirm. B. G. Textilwerke G. m. b. H., Tempelhof. B 23. 7. 21. V 4. 8. 25. Der Erfindungsgegenstand ist ein Fallschirm, der schnell entfaltbar ist und einem zu starken Luftstrom gegenüber seinen Widerstand selbsttätig regelt. Die Tragfläche des Schirmes ist in Ringform ausgeführt und zeigt nach unten konkave Wölbung. Der lichte Durchmesser beträgt etwa die Hälfte des Gesamtdurchmessers des Schirmes. Die Schirmleinen greifen am



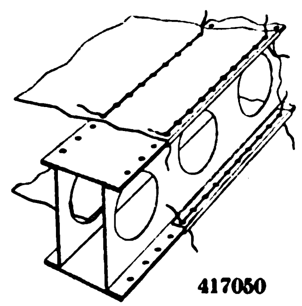
innern sowohl als auch am äußern Rand der Gesamtschirmfläche an. Im verpackten Zustand des Schirmes kommen die beiden Like der Schirmhülle aufeinander zu liegen, wodurch ein dickes Paket entsteht und dem Luftstrom gute Eintrittsmöglichkeit in die Hülle gegeben ist. Die Ebene des Innenrandes des Schirmes ist zur Ebene des Außenrandes dadurch selbsttätig verstellbar, daß eine oder mehrere Zugfedern *k* im oder am inneren Leinensystem angebracht sind, wobei das Dehnvermögen des inneren Systems begrenzt sein kann.

417049/77 h, 5. Flugzeug mit hintereinander angeordneten Tragflächen. C. A. Wragg und E. L. Greenewald, Washington. B 15. 6. 20. V 6. 8. 25. Die Erfindung bezieht sich auf Flugzeuge mit mehreren hintereinander angeordneten Tragflächen, die einerseits hohe Geschwindigkeiten ermöglichen und anderseits geringe Landegeschwindigkeiten zulassen und infolge einer besonderen Lagerung der Tragflächen und der Möglichkeit der Regelung des Einfallwinkels und der Größe der Abdeckung des Luftzwischenraumes bzw. der Größe und Neigung der einzelnen wirksamen Flächen



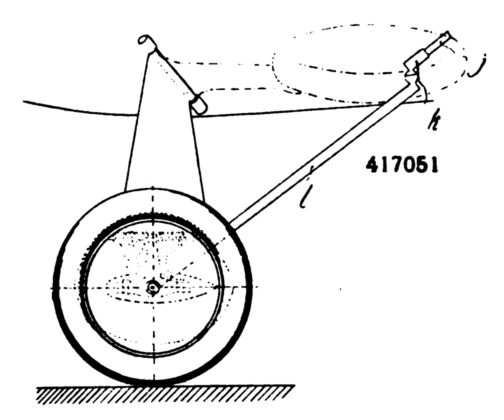
eine vorteilhafte Ausnutzung des Auftriebes unter möglichster Vermeidung der schädlichen Wirkungen der besonders im hinteren Teil auftretenden Luftwirbel ermöglicht. Erzielt wird dies dadurch, daß man die einzelnen Tragflächen oder deren Teile derart beweglich und mit Bezug aufeinander verstellbar anordnet, daß eine Gesamtfläche von beliebig änderbarer Krümmung und gegebenenfalls Ausdehnung teils durch gegenseitige Winkelverstellung oder Drehung, teils durch beliebig zu regelnde Abdeckung des Luftzwischenraumes erhalten wird, wobei die Unterseite der so erhaltenen zusammengesetzten Tragfläche zusammenhängend verläuft. (10 Patentansprüche.)

417050/77 h, 7. Befestigung der Bespannung auf den Rippen der Tragflächen mittels Schnüre od. dgl. Soc. d'Emboutissage et de Constructions mécaniques, Colombes (Frkr.). B 12. 2. 24. V 4. 8. 25. Zur Befestigung der Bespannung auf den Rippen der Flugzeugtragflächen ist es bei Verwendung von Profilstäben zum Aufbau der Rippen bereits vorgeschlagen, die zur Befestigung dienenden Schnüre



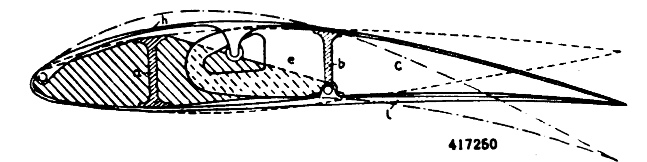
od. dgl. durch in den Profilstäben vorgesehene Löcher zu führen. Hierdurch entsteht eine unerwünschte Schwächung der Rippen, die durch besondere Ansätze wieder ausgeglichen werden muß. Nach der Erfindung werden die Schnüre insbesondere bei Rippen, die aus einzelnen Blechen od. dgl. zusammengesetzt sind, durch die zur Verbindung der Rippenteile dienenden rohrförmigen Nieten geführt und in den Nietlöchern verknotet. Auf diese Weise brauchen die Rippen lediglich durch die üblichen Nietlöcher durchbrochen zu werden; auch kann hierbei der Schaft der Niete bequem auf etwa vorhandene Fehler untersucht werden.

417051/77 h, 9. Fahrgestell für Flugzeuge. Soc. Ind. des Métaux et du Bois, La Courneuve (Frkr.). B 19. 8. 23. V 5. 8. 25. Die Erfindung bezieht sich auf Fahrgestelle für Luftfahrzeuge, insbesondere für Flugzeuge, und besteht in der Hauptsache darin, daß die die Laufräder tragenden Stützen um eine Achse gegenüber dem Rumpf drehbar angeordnet sind, die zur Symmetrieebene des Flugzeuges und gegen die Horizontale geneigt ist, so daß das Fahrgestell in an sich bekannter Weise aus der Gebrauchslage (beim Starten und Landen) in eine Fluglage eingeschwenkt werden kann, in der es geringsten Luftwiderstand entwickelt.



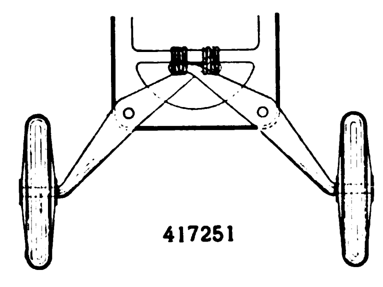
Die Verschwenkung der Laufradträger erfolgt durch eine Zugstange *l*, deren oberes Ende an eine Kulisse *k* angelenkt ist, die auf einer Führungsstange *j* gleitet und durch Drahtzüge od. dgl. von Hand oder durch den Motor bewegt und in Endstellungen durch Sperrmittel festgelegt werden kann.

417250/77 h, 5. Tragfläche. H. Freiherr Schertel von Burtenbach, München. B 29. 12. 22. V 8. 8. 25. Es handelt sich hier um eine Tragfläche, deren Profil während des Fluges änderbar ist. Hinter einem feststehenden, die feststehenden Teile der Tragfläche tragenden Holm *a* ist ein um seine Längsachse drehbarer Holm *b* angebracht, der an einem nach hinten reichenden starren Arm *c* die



hinteren Flügelteile und an einem vorderen Arm *e* im Flügelmittelteil gelegene Ansätze trägt, die beide bei der Drehung des Holms unter Mitwirkung der Luftkräfte die Wölbung der biegsamen Bespannung bewirken. An der Oberseite des feststehenden Teiles der Tragfläche ist ein biegsames Deck *h* drehbar angelenkt; die Unterseite der Tragfläche wird von einem um die Achse des drehbaren Holmes *b* schwingbaren biegsamen Deck *l* gebildet, das mit seiner Vorderkante an die feststehenden Teile und mit seiner Hinterkante an dem beweglichen Bügelteil befestigt ist.

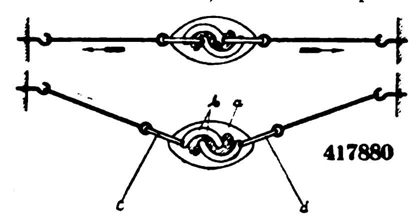
417251/77h, 9. Flugzeugfahrgestell. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 7. 4. 22. V 11. 8. 25. Die Erfindung bezieht sich auf Fahrgestelle für Flugzeuge und bezweckt eine Vereinfachung des Aufbaues derjenigen, bei denen am Rumpf



angelenkte Streben zur Anwendung gelangen, die auf Einzelachsen die Laufräder tragen. Der den bisher gebräuchlichen Fahrgestellen dieser Art anhaftende Nachteil, für jedes Rad mehrere Träger anordnen zu müssen, von denen in der Regel der eine außenliegende als teleskopartig entgegen Federwirkung verschiebbare Stütze ausgebildet ist, was große Bauhöhe und Luftwiderstand nach sich zieht, wird erfindungsgemäß dadurch vermieden, daß jedes Rad von einer einzigen Strebe getragen wird, die nahe ihrem oberen

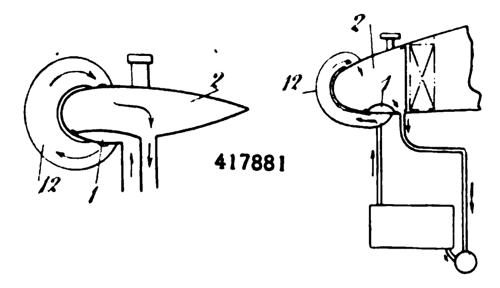
Ende um eine annähernd in der Flugrichtung verlaufende Achse drehbar und entgegen Federwirkung nach außen schwenkbar ist. Hierdurch wird ermöglicht, die Abfederung in das Rumpfinnere hineinzuverlegen, indem beispielsweise jede Strebe über die Drehachse hinaus verlängert ist und mit diesem Teil auf eine Federungsvorrichtung wirkt, die innerhalb des Rumpfes untergebracht ist. Der über den Drehpunkt ragende Strebenteil kann auch selbst federnd sein. Es kann aber auch ein elastisches Zugorgan zwischen den unteren, die Räder tragenden Strebenenden eingeschaltet sein.

417880/77h, 5. Spannvorrichtung für Drähte, Seile od. dgl., insbesondere bei Flugzeugen. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. B 3. 7. 24. V 24. 8. 25. Die beiden Enden *c*, *d* der zu verspannenden Zug-



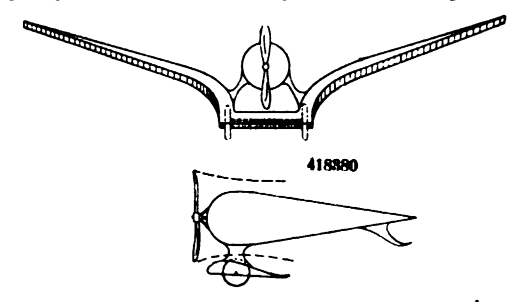
mittel greifen an einem Verbindungsstück *a* in zwei bogenförmigen Schlitzen *b* an, die sich derart übergreifen, daß beim Verdrehen des Verbindungsstückes um 180° durch Gleiten der Enden der Zugmittel in den Schlitzen die selbst sichernde Spannlage erreicht wird.

417881/77h, 5. Kühler für Flugzeuge u. dgl. A. Lamblin, Paris. B 23. 9. 23. V 20. 8. 25. Um zu vermeiden, daß bei Kühlern, die einen Eintrittssammler für das heiße Wasser, einen Austrittssammler für das gekühlte Wasser und einen über dem Kühler liegenden Speisebehälter besitzen, diese drei Einzelteile jeder für sich einen besonderen Luftwiderstand haben, ist ein als Speisebehälter und zugleich als



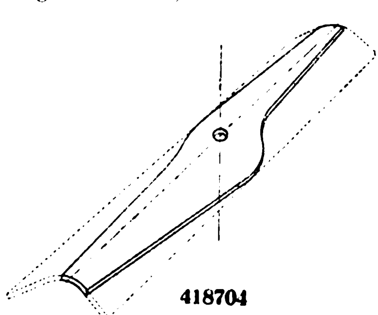
Sammler dienender Behälter von großen Abmessungen (2) mit einem an ihm angebaute[n S]ammler 1 zu einem geschlossenen Körper zusammengefaßt, wobei die Kühlelemente 12 einerseits an den Sammler 1, anderseits an den Speisebehälter 2 angeschlossen sind. Die wiedergegebenen Abbildungen zeigen zwei verschiedene Ausführungsformen für Kühler, die in einer Flugzeugtragfläche untergebracht sind.

418380/77h, 5. Flugzeug. F. Wenk, Tübingen. B 20. 10. 21. V 5. 9. 25. Unter Schutz steht an Flugzeugen mit über V-förmigen Tragflächen gelagertem Propeller die Einrichtung, daß die Tragflächen mit ihrem inneren Teil stark herabgezogen sind und der Propeller derart angeordnet ist,



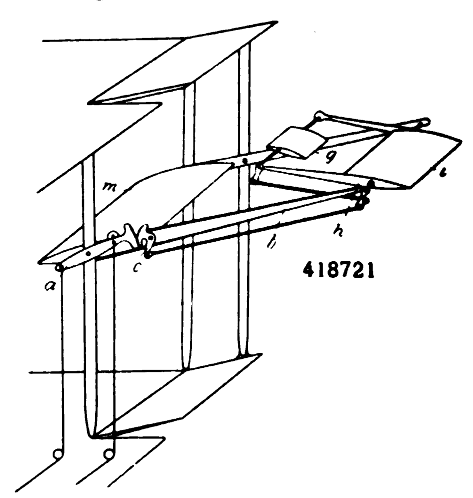
daß dieser Tragflächenteil mit seinem Vorderrande ihn fast berührt. Nach dem Unteranspruch soll sich die bogenförmige Oberseite des mittleren Tragflächenteiles auf eine größere Strecke dem unteren Teile des Propellerumfangkreises anschmiegen.

418704/77h, 6. Verfahren zur Herstellung von Metallschrauben. Soc. An. Nieuport-Astra, Issy-les-Moulineaux (Frankr.). B 14. 12. 23. V 15. 9. 25. Im Gegensatz zu den bisher üblichen Verfahren zur Herstellung von Propellerflügeln aus Metallblech, bei denen die Flügelneigung dadurch herbeigeführt wird, daß man das Flügelblatt in



bezug auf den mittleren Teil des Propellers dreht, werden nach der Erfindung zur Gewinnung verschiedener Angriffswinkel die Flügelblätter ohne Drehung des Metalls aus zylinderischen Blechen beliebiger Leitlinie ausgeschnitten, deren Erzeugende der Richtung des Auswalzens parallel liegen.

418721/77h, 5. Hilfssteuerung für Luftfahrzeuge. A. Flettner, Schöneberg. B 4. 9. 17. V 15. 9. 25. Die Erfindung hat eine weitere Ausbildung derjenigen bekannten Einrichtungen für Flugzeuge zum Gegenstand, bei denen zur Erleichterung der Steuerarbeit zwischen Verstellorgan (Lenkung) und eigentlichem Steuer (Hauptruder) an Hebelarmen angreifende fernsteuerbare Hilfsruder eingeschaltet sind. Erfindungsgemäß wird der Antrieb des Hilfsruders so ausgebildet, daß es das Hauptruder in eine bestimmte, von der Steuereinrichtung vorgeschriebene Lage bringt und in dieser Lage hält. Zu diesem Zweck wird der Antrieb des Hilfsruders so ausgebildet, daß er bei dem durch das verstellte Hilfsruder bewirkten Verschwenken des Hauptruders selbsttätig ein Zurückdrehen des Hilfsruders bewirkt.



Ferner wird die Anordnung getroffen, daß die Bewegungen des Hauptruders mit Hilfe mechanischer Übertragungsmittel derartige Bewegungen des Hilfsruders bewirken, daß letzteres den unbeabsichtigten Bewegungen des Hauptruders, wie sie durch zufällige Einflüsse (Strömung, Schiffsbewegung u. dgl.) entstehen, selbsttätig entgegenwirkt. Der Vorgang ist hierbei folgender: Wird durch den Steuerknüppel der Hebelarm *a* z. B. um 2° verstellt, dann wird bei einem Verhältnis der Durchmesser der Zahnsegmente von z. B. 1 : 4 der Hebel *c* und damit auch das kleinste Hilfssteuer *g* um 8° verstellt, und dieses verstellt das größere Hilfssteuer *i*. Die Bewegung des Kraftarmes *h* gegenüber den Kraftarm *b* kann durch einen Anschlag eine Höchstgrenze erhalten. Da aber das Zahnsegment an dem Hebel *c* sich nunmehr am Zahnsegment des Hebels *a* abrollt, wird beim Verschwenken des Hauptsteuers *m* das Hilfssteuer selbsttätig nach seiner Anfangsstellung zurückgedreht, und zwar so weit, bis die Kräfte im Gleichgewicht sind.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt
2. Heft 28. Januar 1926 17. Jahrgang

Flugwissenschaftliche Forschungsreise nach Kolumbia (S.A.).

(Bericht über einen Aufenthalt bei der Scadta in Barranquilla.)

Von Walter Georgii, Hamburg.

Am 16. Mai d. J. verließ mit dem Hapagdampfer »Teutonia« eine von der Deutschen Seewarte ausgerüstete Expedition Hamburg, um während eines mehrwöchigen Aufenthaltes in Columbia die atmosphärischen Verhältnisse dieses Gebietes und des Karibischen Meeres zu erforschen. Der Verfasser als Vorstand der meteorologischen Abteilung der Deutschen Seewarte und Dr. Seilkopf von dem gleichen Institute wurden mit der Durchführung dieses Unternehmens beauftragt. Abgesehen von der rein theoretischen Bedeutung dieser Arbeiten für die allgemeine Zirkulation der Atmosphäre sollten die Ergebnisse der aerologischen Messungen vor allen Dingen praktische Verwertung für die in Barranquilla bestehende Deutsch-Kolumbianische Luftverkehrsgesellschaft »Scadta« (Sociedad Colombo-Alemana de Transportes Aereos) finden. Die Scadta wurde 1920 von dem bekannten deutschen Flieger und Konstrukteur Fritz Hammer und den durch ausgedehnte Forschungsreisen in Brasilien und Kolumbia bekannten Dr. von Bauer gegründet. Die Organisation der Scadta bildet heute eine der vorbildlichsten Luftverkehrsunternehmungen, welche die einzige schnelle und zuverlässige Verbindung der kolumbianischen Küste mit der Hauptstadt Bogota geschaffen und durch ihre wissenschaftliche Abteilung für die Aufschließung der noch unbekannten Teile des Landes Großes geleistet hat.

Es war ein überaus glücklicher Gedanke, Kolumbia und speziell das Magdalena-Stromgebiet als Basis eines Luftverkehrsunternehmens zu wählen. Weit abgelegen von der Küste, inmitten hoher, von Urwald umgrenzter Gebirge haben sich in diesem Lande wichtige Handels- und Kulturzentren entwickelt. Bogota, Manizales, Medellin und Bucaramangca bilden solche Sammel- und Ausstrahlungspunkte des Verkehrs, der sich jedoch infolge der natürlichen Hindernisse nur langsam abwickeln kann. Bogota liegt in 2600 m Höhe inmitten der Ostkordillere und nahezu 1000 km von der Küste ab, mit der es allein durch den Magdalenenstrom und eine kurze Bahnlinie von Giradot am Magdalenenstrom bis zur Hauptstadt verbunden ist. Medellin liegt 1600 m hoch, ebenfalls inmitten des Gebirges und noch 500 km von der Küste entfernt. Auch für diese Stadt ist der Strom und eine kurze Gebirgsbahn der einzige Verkehrsweg zur Küste. Ganz ähnlich liegen die Verhältnisse bei Manizales und Bucaramangca. Die Schiffahrt auf dem Magdalenastrom ist zwar gut organisiert, doch kann sie nicht den Anforderungen des modernen Verkehrs an Schnelligkeit genügen. Planmäßig soll der Flußdampfer von Barranquilla bis Giradot, dem Ausgangspunkt der kurzen Bahnlinie nach Bogota, 10 Tage brauchen. Schwierige Wasserverhältnisse auf dem Strom, die durch tropische Regengüsse und Änderungen des

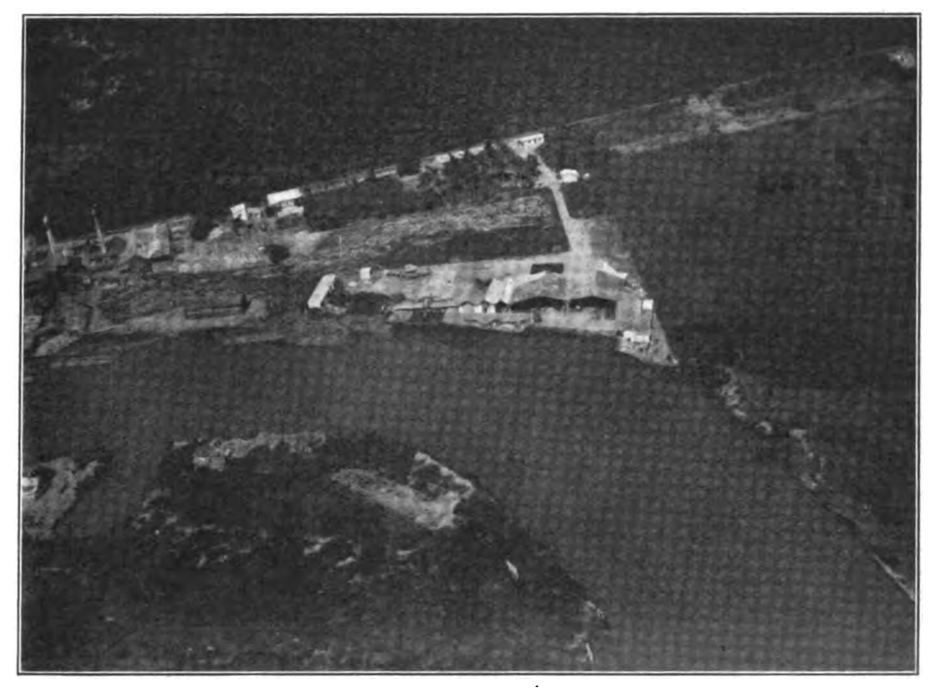


Abb. 1. Flughafen der Scadta in Barranquilla.

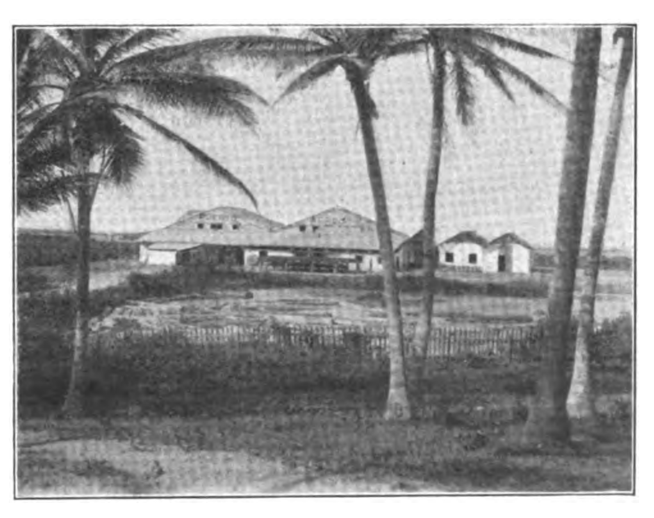


Abb. 2. Flughafen der Scadta.

Flußbettes häufig vorkommen, verlängern nicht selten die Fahrtdauer auf 18 bis 20 Tage. Durchschnittlich kann man eine Reisedauer von der Küste nach Bogota auf 14 Tage ansetzen. In dieser Hinsicht hat der Luftverkehr Wandel geschaffen. Die Flugzeuge der Scadta verkehren zweimal wöchentlich zwischen Barranquilla und Giradot. Die 1000 km lange Strecke legen sie in 10 Stunden zurück, so daß die Reisedauer von der Küste nach Bogota einschließlich der Eisenbahnfahrt durch den Luftverkehr auf 24 Stunden abgekürzt wird gegenüber der sonst nur zur Verfügung stehenden Flußdampferfahrt von 14 Tagen. Die Postverbindung der Hauptstadt Kolumbiens mit Europa, die auf dem normalen Verkehrsweg über 30 Tage braucht, wird durch den Flugdienst der Scadta auf 18 Tage herabgesetzt. Diese wenigen Angaben allein geben eine ausgezeichnete Vorstellung von der Bedeutung des Luftverkehrs in diesem Gebiet.

Aus dem Wunsche der Scadta, ihren Luftverkehr auch in den Dienst praktisch-wissenschaftlicher Arbeiten zu stellen, ist die Angliederung einer ausgedehnten wissenschaftlichen Abteilung an ihre Unternehmung hervorgegangen. Die Arbeiten der wissenschaftlichen Abteilung sind durch die ausgeführten Luftbildvermessungen der Magdalenamündung des Grenzgebietes von Venezuela und Kolumbia, der Ölgebiete am Maracaibosee usw. von unersetzlichem Werte für die Erschließung des Landes. Die Lichtbildsammlung der wissenschaftlichen Abteilung ist eine wahre Fundgrube für die geographische Forschung. Die hier wiedergegebenen Abbildungen sind nur wenige Beispiele hierfür. Die von dem Verfasser und Dr. Seilkopf durchgeführte Expedition ist letzten Endes auch auf die Einstellung der Scadta zurückzuführen, ihren Luftverkehr in weitem Maße auf wissenschaftliche Grundlage und in den Dienst der Wissenschaft zu stellen.

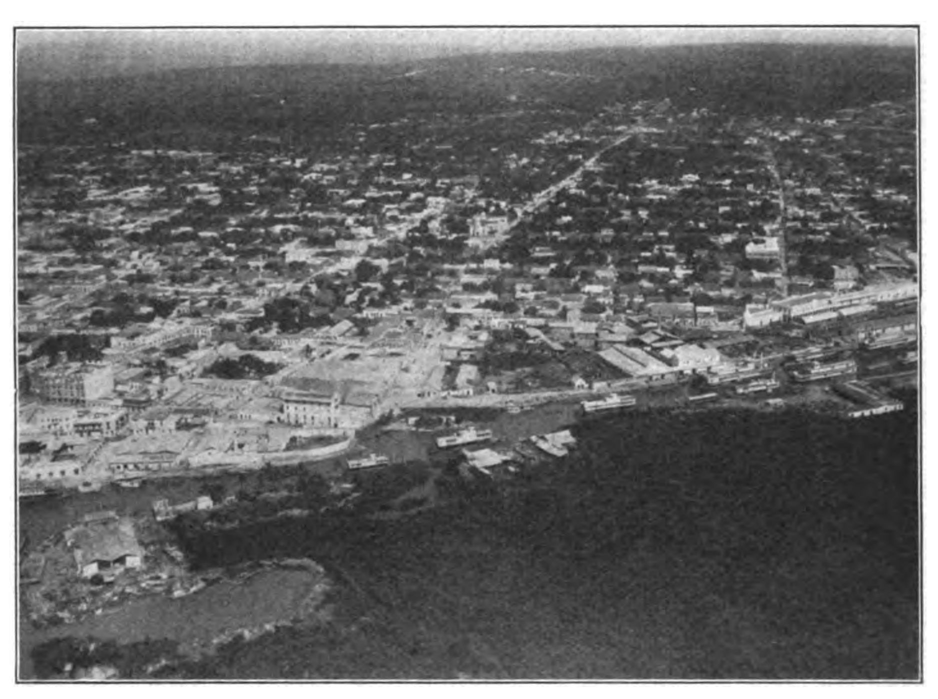


Abb. 3. Barranquilla.

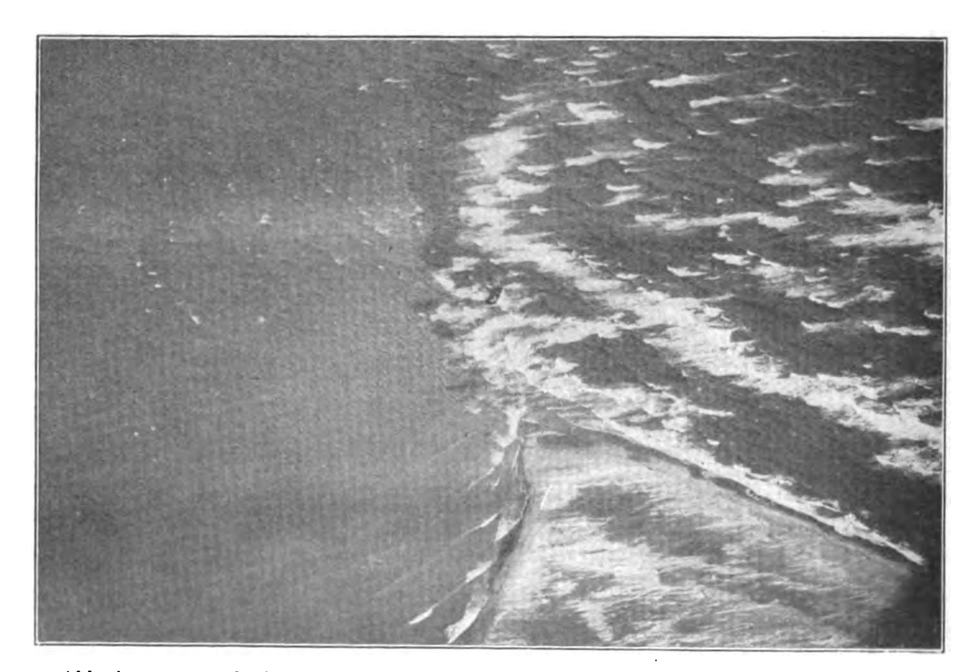


Abb. 4. Boca de Ceniza. (Mündungsbarre des Magdalenastromes mit gestrandetem Segler.)



Die Ankunft der Expedition in Puerto Colombia erfolgte am 11. Juni. Ein Flugzeug der Scadta holte die Teilnehmer vom Dampfer ab und brachte sie nach Barranquilla. Bereits auf diesem ersten Flug wurde eines der interessantesten Gebiete der kolumbianischen Küste, die Boca de Ceniza, die Mündungsbarre des Magdalenenstromes, überflogen. Weiße, hochgehende Brandung kennzeichnet die



Abb. 5. Curaçao.

Stelle, wo die Wassermassen des Magdalenenstromes mit den Wogen des Meeres zusammenprallen. An der Begegnungsstelle des Fluß- und Meereswassers rieseln ununterbrochen die Sinkstoffe des Stromes nieder und sperren für die Schiffahrt die Einfahrt in den Magdalenenstrom durch eine mächtige Barre. Die Luftbildvermessung dieses Mündungsdeltas durch die Scadta hat die Grundlage geschaffen für die gerade während der Anwesenheit der Expedition in Angriff genommenen Arbeiten zur Öffnung der Barre. Nach der Ankunft in Barranquilla wurde sofort die planmäßige Erforschung der Windströmungen im Fluggebiet der Scadta aufgenommen. Mit freifliegenden Pilotballonen wurde eine große Zahl von Höhenwindmessungen durchgeführt, die bis zu einer Höhe von 23 km ausgedehnt werden konnten. In Maracaibo (Venezuela) konnte später eine gleichartige Windmeßstation eingerichtet werden, wodurch es möglich wurde, gleichzeitige Beobachtungen aus einem größeren Gebiet zu erhalten. Besonders wertvoll sind die aerologischen Messungen, die im Flugzeug selbst ausgeführt wurden. Im Dornier-Walflugboot »Atlantico« der Scadta wurden auf zahlreichen Flügen Druck, Temperatur und Feuchtigkeit der durchflogenen Luftschichten bis zu einer Höhe von 3000 m gemessen und so sämtliche Elemente bestimmt, die zu einer vollständigen Deutung des Aufbaues der Atmosphäre in den Flughöhen erforderlich sind. Eine zehntägige Flugexpedition nach Venezuela und über einen Teil des Karibischen Meeres nach Curaçao gab Gelegenheit, diese Messungen in ununterbrochener Folge über eine Strecke von 1600 km durchzuführen und so den Zustand der Atmosphäre in drei Querschnitten, den ersten längs der kolumbianischen Küste, den zweiten quer über den Golf von Maracaibo und den dritten über dem Karibischen Meer, festzulegen.

Abgesehen von der rein wissenschaftlichen Befriedigung, welche diese Flüge mit sich brachten, boten sie auch ein unvergleichliches Erleben der tropischen Naturschönheit und erweiterten das geographische Verständnis für dieses Gebiet. Der Flug von Barranquilla nach Maracaibo führte an der gewaltigen Kette der unmittelbar an der Küste auf 5300 m ansteigenden Sierra Nevada de Santa Marta vorbei und gewährte Einblick in die noch fast unbekannten Schneefelder und Gletscher dieses Gebirges. Bei der Überquerung der Halbinsel Goajira zwischen dem Caribischen Meer und dem Golf von Maracaibo wurden die hier noch wild lebenden Indianer gesichtet und ihre im Gehölz kreisrund eingehauenen Ranchos eingesehen. Die Flüge über Maracaibo, seinen benachbarten Ölfeldern und dem ausgedehnten Golf zeigten das interessanteste Gebiet der südamerikanischen Nordküste. Von besonderem Reiz war der Anflug von Curaçao, das mit seinen in echt holländischer Sauberkeit blinkenden Häuschen einen besonders lieblichen Anblick bot, aber durch seine zwischen den kahlen, trockenen Tafelbergen auftretenden Windböen den Aufenthalt im Flugzeug nicht allzu sympathisch gestaltete. Eine ausgezeichnete fliegerische Leistung war der Rückflug von Curaçao nach Barranquilla quer über das Karibische Meer, der in vier Stunden durchgeführt wurde, während hierfür der Postdampfer 1½ Tage benötigt. Gerade auf dieser Flugexpedition wurde erkannt, welche hohen Anforderungen an navigatorischen, meteorologischen und ozeanographischen Kenntnissen derartige Flüge über das Meer und längs wenig erforschter Küsten an den Führer eines Flugzeuges stellen. Der Gebrauch der Seekarten

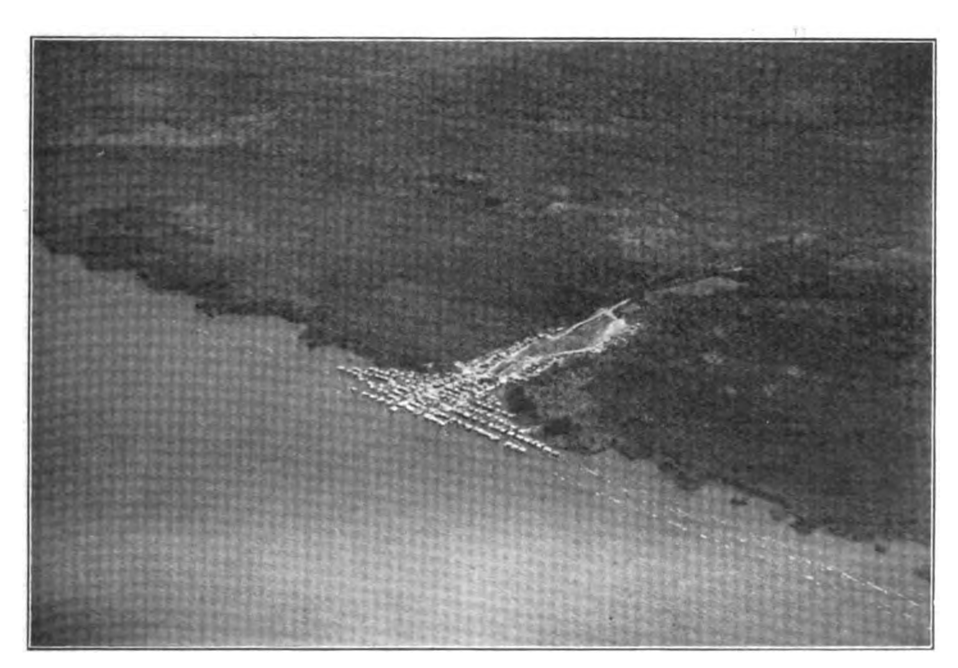


Abb. 6. Indianerpfahlbauten am Golf von Maracaibo.



muß dem Führer unbedingt bekannt sein. Weiterhin macht es die Ungenauigkeit der landesüblichen Karten notwendig, daß der Führer dauernd während des Fluges aus Kurs, Geschwindigkeit und geschätzter Abtrift die jeweilige Position seines Flugzeuges bestimmt. Er muß verstehen, aus dem Wellengang und der Dünung des Meeres Windrichtung und Stärke abzuschätzen und einen Blick dafür haben, bei gestörter Sicht auf dem Meere aus der verschiedenartigen Form der Wolken Meer und Inseln auf größere Entfernungen unterscheiden zu können. Die Ausbildung der Flugzeugführer nach dieser Richtung dürfte eine der wichtigsten Aufgaben der Zukunft sein.

Nach Abschluß der Flugexpedition wurden die meteorologischen Arbeiten noch 14 Tage in Kolumbia fortgeführt, und darauf am Bord des Hapagdampfers »Galicia« die Windströmung an der Ostküste von Mittelamerika bis hinauf nach Guatemala vermessen. Von Guatamala aus wurde die Heimreise angetreten.

Das Ergebnis dieser flugwissenschaftlichen Expedition läßt sich dahin zusammenfassen, daß es in Verbindung mit den gleichzeitig von dem meteorologischen Dienst der Vereinigten Staaten auf Florida, Jamaika und Porto Rico durchgeführten Höhenwindmessungen gelungen ist, ein zuverlässiges Strömungsbild der Luft über dem Karibischen Meer zu entwerfen, das nicht nur Aufschluß gibt über die für den Luftverkehr wichtigen Fragen der vorherrschenden Windrichtung und -geschwindigkeit — es wurden übrigens Windgeschwindigkeiten in Flughöhe bis zu 25 m/s festgestellt — sondern auch Rückschlüsse gestattet über die Bildung der in diesem Gebiete besonders gefürchteten tropischen Wirbelstürme[1]). Da die Deutsche Seewarte durch Dr. Benkendorff und Ahlgrimm bereits im vergangenen Winter im Karibischen Meer Höhenwindmessungen hat ausführen lassen, so liegen für dieses Gebiet jetzt die Ergebnisse für die Regen- und Trockenzeit vor, die noch wesentlich ergänzt werden durch Registrier-Ballonaufstiege, die Geheimrat Hergesell bereits 1909 an Bord eines deutschen Kriegsschiffes über dem Karibischen Meer durchgeführt hat. Sechs meteorologische Studienfahrten sind im ganzen während der letzten Jahre zur Erforschung der Höhenwindströmung über dem Atlantischen Ozean von der Deutschen Seewarte und dem Pr. Aeronautischen Observatorium Lindenberg durchgeführt worden. Zusammen mit den Passatstudien früherer Jahre bilden sie das wertvollste Material für die Klärung aller meteorologischen Fragen eines transatlantischen Luftverkehrs. Gegenüber dem Nordatlantischen Ozean ist bisher der Südatlantik etwas stiefmütterlich behandelt worden. Von den Fahrten der Seewarte hat bisher erst eine den südatlantischen Ozean aufgesucht. Allerdings wird uns das reiche aerologische Material, welches jetzt auf der Forschungsreise des »Meteor« gerade in diesem Gebiet gesammelt wird, die noch vorhandenen Lücken in erwünschter Weise ausfüllen.

Der 6. Rhönsegelflug 1925.

Von Roland Eisenlohr.

Das Fliegerlager auf der Wasserkuppe war besser denn je gerüstet, eine große Menge von Wettbewerbsteilnehmern aufzunehmen, denn seit dem letzten Jahre war nicht nur die Ringstraße durch das Lager fertig ausgebaut, sondern an Stelle der alten kleinen Küchenbaracke war ein großer, von der Firma Tuchscherer errichteter Holzbau entstanden, der im Erdgeschoß neben einer Reihe kleinerer Zimmer für die Ämter der Leitung und die Post einen Konferenzraum für die Kommissionen und zwei große Speiseräume sowie die Küche enthält. Das Obergeschoß dieses, dem Begründer der Segelflugwettbewerbe zu Ehren »Ursinus-Haus« genannten Baues nimmt nur einen Teil des Gebäudes ein und umfaßt die Zimmer der Meteorologen. Als sehr begrüßenswert muß es angesehen werden, daß der größere Speiseraum auch Gelegenheit bietet, an regnerischen Abenden oder Nachmittagen kleine Vorträge zu veranstalten. Dadurch wird eine bisher unangenehm empfundene Lücke im Rhöndasein geschlossen, indem so an Tagen, an denen der Flugbetrieb nicht möglich ist, in einem solchen Raume Zusammenkünfte zu gegenseitigem Gedanken- und Erfahrungsaustausch stattfinden können. Auch die dadurch gegebene Fühlungnahme der Gruppen untereinander wird von günstigem Einfluß auf viele Rhönbesucher sein. In den letzten Tagen des Wettbewerbes wurden Vorträge von Lohmann über Strömungsuntersuchungen nach dem photographischen Verfahren von Professor Ahlborn, Hamburg, und von Jerzemski über Nachtflüge auf Großflugzeugen gehalten und vereinigten nahezu die ganze Lagergemeinschaft. Möge dieser Brauch im nächsten Jahre wieder aufgenommen werden, wobei es sich vielleicht empfiehlt, schon vor dem Wettbewerb einige Herren zur Vorbereitung auf solche Vorträge zu bitten.

Wir wollen zwar nicht hoffen, wenn wir diesen Vorschlag bringen, daß das nächste Jahr so viel Gelegenheit zu Vorträgen bieten wird, wie der größte Teil der diesjährigen Wettbewerbszeit, die sich durch besonders windstilles Wetter auszeichnete. Immerhin wurden im Vorwettbewerb 253, im Hauptwettbewerb 245, also rund 500 Flüge ausgeführt. Wenn diese Zahl zunächst auch ziemlich hoch erscheint, ist sie doch im Vergleich zu den 69 Meldungen und den 52 auf der Wasserkuppe erschienenen Flugzeugen, doch noch nicht das, was erreicht und gewünscht werden soll. Wohl ist dem Vorjahre gegenüber eine größere Flugzahl erreicht worden, aber 10 Segelflüge auf 1 Flugzeug im Durchschnitt ist für einen so groß angelegten Wettbewerb noch immer zu wenig. Es liegt dies aber vielleicht mehr an der Organisation als am Flugeifer, worüber wir später noch Betrachtungen anknüpfen werden.

Von den 52 erschienenen Flugzeugen waren nur drei Doppeldecker und zwei Schwingenflugzeuge. Alle anderen einschließlich der fünf russischen Flugzeuge waren Eindecker. Unter diesen bilden die sieben Schulflugzeuge der Martensfliegerschule eine Gruppe für sich. Sie stellen eine aus der Praxis heraus geschaffene Weiterentwicklung der Bauart »Hols der Teufel« dar und wurden mit ebenso frischem Mut wie regem Eifer von verschiedenen Martensschülern geflogen. Diese Bauart »Pegasus« (Abb. 1)

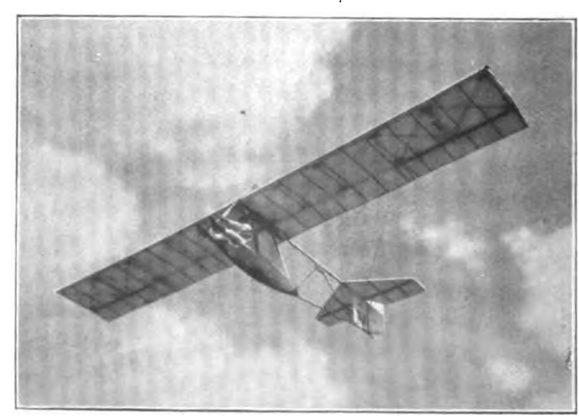


Abb. 1

hat 10 m Spannweite und 1,5 m Flächentiefe. Auf ihr haben insbesondere die Martensschüler Hoffmann, Schmidt, Leander, Wünsch, Kull und Graupper zahlreiche Flüge und ihre Prüfungen abgelegt. Es hat sich dabei von neuem gezeigt, wie zweckmäßig diese Bauart, auf die ich schon vor vier Jahren hingewiesen habe und die ich auch meiner Anleitung »Wie baue ich ein Segelflugzeug?« (Verlag Klasing & Co., Berlin) zugrunde legte, für Schulung von

[1]) Auf Einzelheiten soll hier nicht eingegangen werden. Es sei zu diesem Zwecke auf das demnächst erscheinende Sonderheft aus dem »Archiv der Deutschen Seewarte« verwiesen.

Jungfliegern ist. Neuerdings hat die Rhön-Rossittengesellschaft die Segelflugschule von Martens übernommen, um dort eine größere Anzahl von Jungfliegern im Segelflug ausbilden zu lassen. Es konnte auch nicht ausbleiben, daß diesen flugbegeisterten jungen Leuten die Hauptpreise im Vorwettbewerb zufielen, denn sie führten nicht weniger als 178 Flüge, also $^2/_3$ aller Vorwettbewerbsflüge auf solchen »Pegasus«-Eindeckern aus. Es waren allerdings einige Wettbewerbstage recht günstig. So wurden am 6. August nachmittags, am 7. und am 8., also in 2½ Tagen, nicht weniger als 141 Flüge ausgeführt. Ein solcher Flugbetrieb hätte auch später noch sich wiederholen sollen, denn es waren doch sämtliche Flugzeuge, mit Ausnahme von dreien auch zum Hauptwettbewerb gemeldet.

Es muß an dieser Stelle doch einmal erwähnt werden, daß man sich eigentlich über den Unterschied oder die Bedeutung des Vor- und des Hauptwettbewerbes wohl gar nicht klar war. Nur drei von sämtlichen erschienenen Flugzeugen waren lediglich für den Vorwettbewerb gemeldet, von denen aber zwei sich als überhaupt kaum flugfähig erwiesen. Zum Hauptwettbewerb allein waren sechs Flugzeuge gemeldet, unter denen wir das Rotierflugzeug von Poralla finden, das wir weiter unten kennenlernen werden, den Erlkönig von Fulda, den es infolge seines hohen Gewichtes nur zu kurzen Sprüngen brachte, und schließlich die »Witwe Bolte« von Martens.

Alle anderen Flugzeuge waren für den Vor- und den Hauptwettbewerb gemeldet. Es ist nun ebenso unrichtig, z. B. einen Pelzner-Hängegleiter zum Hauptwettbewerb (!) als den »Consul« und die »Margarete« zum Vorwettbewerb zuzulassen. Es muß eben in dieser Hinsicht in Zukunft eine schärfere Trennung eingeführt werden, wie diese auch bei den Russen eingeführt ist.

Von den 50 Flugzeugen (abgesehen von den Schwingenfliegern) kamen nur 25 überhaupt zu mehrmaligem Starten. Einzelne starteten gar nicht, oder brachten es nur zu Sprüngen und gingen sogar dabei teilweise zu Bruch. Dieses starke Mißverhältnis beruht nicht zuletzt darauf, daß mehrere Gruppen sich nicht rechtzeitig einen Flugzeugführer verpflichtet hatten. Es ist nicht möglich, erst auf der Rhön unter den anwesenden Fliegern sich jemanden auszusuchen, und auch nicht Aufgabe der Flieger in der Rhön, für mehrere Flugzeugbesitzer in Konkurrenz zu fliegen. Im Einfliegen von verschiedenartigen Flugzeugen haben sich insbesondere Kegel und W. E. Meyer verdienstvoll hervorgetan. Letzterer zog sich bei dieser schwierigen Aufgabe sogar eine Gehirnerschütterung bei einer ungünstigen Landung zu.

Im Hauptwettbewerb beteiligten sich eigentlich auch nur 11 Flugzeuge, also etwa $^1/_5$ sämtlicher anwesenden. Das aussichtsreiche Flugzeug von Seiler schied ja leider durch den unerwarteten Tod seines Führers infolge eines Autounfalles aus. Auch waren bedauerlicherweise gerade die akademischen Fliegergruppen, infolge finanzieller Schwierigkeiten nicht in der Lage, in die Rhön zu kommen. Nur Darmstadt (mit 3) und Danzig (mit 2 Flugzeugen) waren vertreten, während Berlin, Braunschweig, Hannover und München ihrer Meldung nicht nachkommen konnten. Es müßte Sache zukünftiger Wettbewerbe sein, gerade so aussichtsreichen Flugzeugen, wie denen der akademischen Fliegergruppen unbedingt die Hilfe zu gewähren, am Rhönwettbewerb teilzunehmen. Den Herren Steinmann und Lippisch, Hagen i. W. war es leider nicht möglich, mit den wenigen Leuten, die sie hatten, die fünf Maschinen, mit denen sie gekommen waren, wettbewerbsfähig aufzubauen. Dies war sehr bedauerlich, denn diese Flugzeuge zeigten teilweise ganz neue Gedanken und gehörten mit zum wichtigsten des ganzen Wettbewerbs, weshalb sie auch unten besonders berücksichtigt werden sollen.

Wir nehmen unseren Ausführungen über einzelne Flugzeuge eine Zusammenstellung der wichtigsten Rhönflugzeuge vorweg, auf der wir zuerst eine Gruppe früher bereits

Liste.

Flugzeug-Bezeichnung	Hersteller bzw. Eigentümer (Ortsgruppe)	Spannweite m	Flügelinhalt m²	Flügeltiefe innen und außen m	Länge m	Gewicht kg	Flügelbelastung bei 70 kg pro Person kg/m²	Höhenflosse m²	Höhenruder m²	Kielflosse m²	Seitenruder m²
Alter Dessauer	Flugwiss. Arbeitsgem. Cöthen	12,6	14	1,23	5,0	115	13,2	0,95	1,50	0,45	1,30
Roemryke-Berge	Niederrhein. V. f. L., Wupperthal	16	20	1,25	5,4	116	9,3	—	1,70	—	0,80
Max und Moritz	Martens, Wasserkuppe	14	14	~1,0	5,1	~90	11,4	—	1,80	—	0,60
Deutschland	Martens (Zweisitzer)	15	22,5	1,8÷0,9	6,1	—	—	—	2,70	—	0,90
Margarete	Akadem. Fliegergruppe Darmstadt (Zweisitzer)	15	24	1,70	7,0	190	10,8 / 13,75	2,10	3,00	0,72	1,80
Consul		19	22	1,1	7,0	160	12,1	2,00	3,20	0,78	1,50
Anhalt (Dopp.-D.)	Inter. Gem. f. Segelflug, Dessau	9,0 / 8,2	19	1,15	5,7	130	10,5	0,95	1,45	0,44	1,30
Seiler D I	Seiler, Liegnitz (Zweisitzer)	15	21,3	150÷0,6	6,15	135	0,96 / 12,8	—	1,85	—	0,75
Pegasus	Flugzeugbau Martens	10	15	1,5	5,75	60	8,7	1,00	1,12	0,42	0,70
Danzig	Akadem. Fliegergruppe Danzig	13	14,2	1,16	7,0	138	14,6	—	1,80	—	0,72
Hangwind	Steinmann-Lippisch, Hagen i. W.	10,6	16	1,50	5,0	90	10,0	0,96	0,80	—	0,45
Galgenvogel III	Ksoll-Schön-Ellgut	15	18	140÷0,75	6,5	135	11,4	—	2,8	—	0,90
Kickelhaln	Fluggruppe Ilmenau	14	21	1,50	6,0	120	9,0	—	—	—	—
Feuerdrache	Sportrat der Freunde der russischen Luftflotte	14,35	18,5	160÷96	6,96	120	10,3	—	2,32	—	1,10
Transkaukasier		15	21,5	1,50	6,2	150	10,2	2,8	1,92	1,05	1,24
Rote Presnia		13	18,14	1,6÷1,1	6,5	~100	9,3	—	2,00	—	1,40
Moskau		14	18	1,65÷1,4	6,4	110	10,0	—	2,00	0,20	1,40
Kpir		12	18	1,50	5,7	86	8,7	—	2,00	0,62	0,88
Karl der Große	Akadem. Fliegergruppe Darmstadt 30 PS	14	18	1,25	5,0	337	26,5	1,25	1,50	0,28	0,60
Experiment	Steinmann-Lippisch, Hagen i. W. 4,5 PS	10	12	1,5÷0,9	3,0	~85	14,1	Querruder Flügelsteuerung		2×0,08	2×0,01
Liliput	7,5 PS	7,7	12	1,55	4,8	90	14,5	2,00	1,20	0,55	1,10

geflogener Flugzeuge bringen, die in unserer Zeitschrift im Jahre 1923 und 1924 schon besprochen worden sind. Die zweite Gruppe umfaßt neue Flugzeuge, die dritte die fünf russischen und die vierte drei Kleinmotorflugzeuge. Wir wollen in der Reihenfolge dieser Zusammenstellung nun einzelne Flugzeuge näher betrachten und dabei auch solche anführen, die auf der Liste nicht erwähnt sind, da sie nicht besonders hervorgetreten sind.

Die Flugwissenschaftliche Arbeitsgruppe des Technikums Cöthen hatte aus den Überresten des »Alten Dessauers« ein neues Flugzeug gebaut, von dem eigentlich nur noch das Leitwerk alt war. Das auf »Leopold« umgetaufte Flugzeug zeigte wie früher einen sechseckigen Rumpf und einen mit einem Stiel abgefangenen Flügel. Die Flügelvorderkante ist außen schwach nach hinten zurückgezogen, so daß sich die Flügeltiefe verjüngt. Das Querruder ist schräg zum Hauptholm angesetzt, bildet aber mit seiner Hinterkante die geradlinige Fortsetzung der Flügelhinterkante. Es wäre vielleicht zu empfehlen, den Flügel noch dadurch stärker zu verjüngen, daß man die Hinterkante des Querruders etwas nach vorne anlaufen läßt. Die fliegerischen Eigenschaften würden dadurch zweifellos besser.

Die Flugzeuge »Roemryke-Berge« des Niederrheinischen Vereins für Luftfahrt, der Espenlaub-Eindecker, der »Strolch« sowie »Max« und »Moritz« von Martens bedürfen weiter keiner Erklärung. Der »Strolch« stürzte leider schon am dritten Wettbewerbstage mit Bedall ab, der nicht unerheblich verletzt wurde. Die Doppelsitzer »Bayerland« und »Deutschland« brachte Martens auch fast überhaupt nicht zum Start, obwohl gerade ein Zweisitzerwettkampf mit der »Margarete« und dem Zweisitzer von Seiler außerordentlich Interessantes versprochen hätte. Auch die Flugzeuge »Margarete« und »Consul«, mit denen die akademische Fliegergruppe Darmstadt mit ihren schneidigen Jungfliegern Nehring und Hesselbach so große Erfolge erzielte, sind ja zur Genüge bekannt. Ihre Daten sind nur der Vollständigkeit und des Vergleichs halber in der Liste angeführt.

Von den neuen Flugzeugen verdient der Doppeldecker »Anhalt« der Dessauer Interessengemeinschaft für Segelflug als einziger Doppeldecker, der eine größere Reihe von Versuchsflügen ausgeführt hat, besonders erwähnt zu werden. Das Doppeldeckerproblem im Segelflug ist m. E. noch bei weitem nicht zur Genüge untersucht. Die Anfänge dazu reichen auf den von Dr. Bader konstruierten Doppeldecker der Heidelberger Gruppe aus dem Jahre 1922 zurück. Es könnten hier noch interessante Untersuchungen angestellt werden, von denen zweifellos nur die in Deutschland übliche Voreingenommenheit für den Eindecker abhält. Es wäre wohl zu wünschen, daß besondere Preise für solche Konstruktionen ausgesetzt würden.

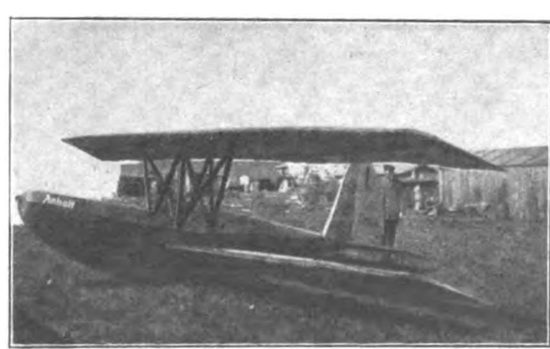


Abb. 2.

Der Doppeldecker »Anhalt« (Abb. 2) hat einen Oberflügel mit einem Holm, der durch ein W-Strebenwerk ziemlich hoch über dem Rumpf gelagert ist und Profil Nr. 289 zeigt. Der Unterflügel ist zurückgestaffelt und hat 3° V-Form. Eine Verbindung zwischen Unter- und Oberflügel besteht nicht. Auch hier sind die Querruder schräg angesetzt. Der fünfeckige Rumpf läuft in ein kräftiges und schönes Leitwerk aus. Der Führersitz ist recht geräumig und kräftig gebaut. Leider war der Doppeldecker hinsichtlich des Schwerpunktes nicht ganz ausgeglichen, so daß er über Versuchsflüge nicht hinauskam.

Sehr viel Interessantes bot der Zweisitzer D 1 von Seiler, Liegnitz, der in Rositten schon einen Stundenflug

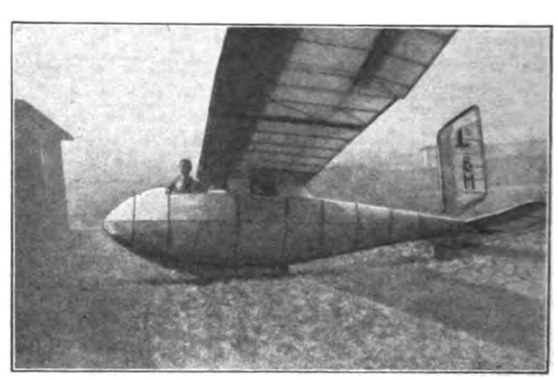


Abb. 3.

ausgeführt hatte (Abb. 3). Über einem in guter Tropfenform mit ovalem Querschnitt gehaltenen Rumpf ruht auf drei kräftigen tropfenförmig verkleideten Stummeln der Hauptspanten der 15 m spannende Flügel, der einen kräftigen Hauptholm hat, während der Hinterholm im innersten Feld des Ansatzflügels verhältnismäßig schwach gehalten ist. Es sollte dadurch erreicht werden, daß bei einem Anschlagen der Flügelspitze an ein Hindernis der Hinterholm an dieser bewußt schwach gehaltenen Stelle bricht, und damit der Vorderholm geschont wird. Der Flügel ist dreiteilig und hat außer den beiden sehr gut durchgebildeten Holmanschlüssen noch eine Lasche an der Nasenleiste. Am 23. August hat sich diese Erwartung auch vollkommen als richtig erwiesen. In verhältnismäßig kurzer Zeit war der Hinterholmbruch wieder ausgebessert. Leider aber sollte es Seiler nicht mehr vergönnt sein, weitere Versuche mit dem Flugzeug auszuführen, da er in der Nacht vom 23. zum 24. auf der Rückfahrt von Fulda mit seinem Auto tödlich verunglückte.

Die akademische Fliegergruppe der Technischen Hochschule Danzig war mit zwei Flugzeugen erschienen, von denen das eine, die »Libelle«, etwas zu leicht gebaut war und ziemlich bald Bruch machte. Der Eindecker »Danzig« (Abb. 4) hat einen achteckigen,



Abb. 4.

vorne außerordentlich wuchtigen Rumpf, von dem aus ein Fangstiel zu dem Hauptholm führt. Die Anschlußpunkte dieses Stieles schienen dem Technischen Ausschuß nicht stark genug, um die Zugkräfte aufzunehmen. Durch einen nachträglich angeordneten Spanndraht wurde diese



Gefahr behoben. Der Flügel ist auch dreiteilig gehalten und das durchgehende Mittelstück in drei Punkten an der Rumpfoberkante angeschlossen. Interessant war die Kufe ausgebildet, indem die Gummifederung derselben die Verbindung zwischen zwei kleinen Sockeln darstellte, die dicht hintereinander lagen und sich vertikal aneinander vorbeischoben, wenn die Kufe belastet wurde. Unter verschiedenen Führern, wie Nehring und Kull, führte die »Danzig« sehr schöne Flüge aus, doch war die Flächenbelastung wohl etwas zu groß, um größere Flügel zu gestatten (s. Zusammenstellungsliste).

Der Flugtechnische Verein Halle hatte aus seinem »Gretchen« des letzten Jahres durch Rumpf und Leitwerkneubau die »Hallorenstadt« geschaffen. So gut der Rumpf technisch ausgeführt war, so war er doch für ein Segelflugzeug unverhältnismäßig groß, was nicht ohne Einfluß auf das Gewicht war. Das Flugzeug kam leider ziemlich spät erst in die Rhön und gab zu einigen Beanstandungen seitens des Technischen Ausschusses Anlaß, so daß es eigentlich kaum mehr zum Fliegen kommen konnte. Die ebenso gut konstruierte wie schön ausgebildete Kugellagerung der Steuersäule hatte leider eine etwas leichte Lagerung am Spant, deren Verstärkung verlangt werden mußte und ziemlich lang aufhielt. Eine weitere Beanstandung bot der überaus reichliche Anteil der Ausgleichfläche am Seitenruder. Eine sichere Kurshaltung wäre kaum auf längere Dauer damit zu erreichen gewesen. Nicht unerwähnt soll bleiben, daß die »Hallorenstadt« eine neue Fahrgestellabfederung dadurch bot, daß zwischen die Rumpfunterseite und einen tellerförmigen Aufsatz auf die Kufe ein Fußball geklemmt war. Der Flügel ist dreiteilig nach Profil 441 und zeigt eine Verjüngung nach außen, wobei sowohl die Vorderkante nach hinten als auch die Hinterkante nach vorne gezogen ist. Die »Hallorenstadt« ist ein lehrreiches Beispiel einmal dafür, daß kleine Unrichtigkeiten, wie die eine Lagerung und das Seitenruder, ein sonst auch aerodynamisch gutes Flugzeug in seiner Teilnahme am Wettbewerb behindern können. Der zweiholmige Flügel ist durch N-Streben mit dem Rumpf verbunden. Bei einem Leergewicht von 115 kg ergibt sich eine Flugbelastung von 11 kg/m².

Mit einem neuen »Galgenvogel«, aber leider ohne Führer, war Ksoll-Schön-Ellgut wieder erschienen. Der schlanke Rumpf war aus Stahlrohren im Dreiecksverband hergestellt und mit Stoff überzogen. Er war mit einem Stoßrad und zwei Laufrädern versehen, unter die aber später kleine Kufen gesetzt worden sind. Der zweiholmige Flügel von 15 m Spannweite hatte schmale und lange Querruder, die durch eine Hebelübertragung betätigt wurden, die auf der Flügeloberseite lagen. Kegel flog den etwas schwer ausgefallenen Eindecker recht erfolgreich.

Wir wenden uns nun den fünf Flugzeugen von Steinmann und Lippisch, Hagen i. W., zu, von denen zwei

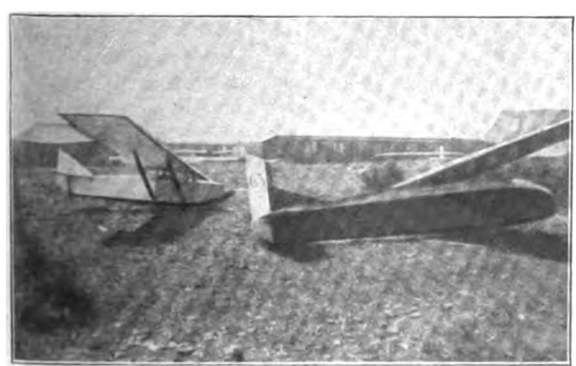


Abb. 5.

mit Motoren ausgerüstet waren. Mit seinem »Baby« wollte Lippisch eine kleine robuste Segelflug-Schulmaschine schaffen, die ein offenes Schwanzträgerwerk aus Stahlrohren besaß. Bei nur 9 m Spannweite und 15 m² Fläche zeigte der Flügel ein Seitenverhältnis von nur 1:5,4. Die beiden größeren Eindecker »Hangwind« und »Type VIII« (Abb. 5), waren einmal eine verbesserte »Bremen«-Bauart mit zwei Fangstielen und ein freitragender Eindecker Leider kam nur der »Hangwind« zum Fliegen. Lippisch geht bei den Leitwerken seiner Flugzeuge immer auf recht kleine Dimensionen zurück, obwohl das ziemlich geringe Seitenverhältnis (1:4,5 und 1:6) kräftige Steuerwirkungen erfordert. Auf die beiden Kleinmotorflugzeuge von Steinmann-Lippisch gehen wir erst weiter unten ein.

Einen recht guten Eindecker brachte die Fliegergruppe Ilmenau in ihrem »Kickelhahn« zum Wettbewerb, kam leider aber auch durch Fliegermangel nicht allzuoft an den Start. Der Jungflieger Hartmann der Martensschule flog ihn dann erst in den letzten Tagen des Wettbewerbs und führte u. a. am 28. 8. einen ganz ausgezeichneten Flug von 4¾ min aus. Der Eindecker (Abb. 6) hat ein Seitenverhältnis von 1:9,5 mit schön abgerundeten Ecken. Der dreigeteilte Flügel ist durch zwei Stiele abgefangen, zwischen denen nur ein von unten hinten nach oben vorn geführter Draht (kein Drahtkreuz) zur Aufnahme des Schubes bei Landungen angeordnet ist. Die lange Kufe ist an der Spitze des sechseckigen Rumpfes angeschlossen und mit drei Spiralfedern ausgerüstet.

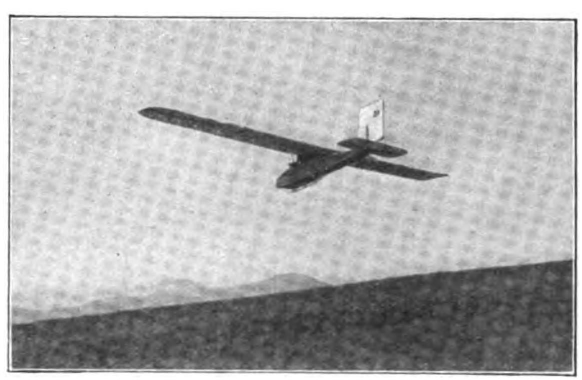


Abb. 6.

Mit fünf Flugzeugen nahm der Sportrat der Gesellschaft der Freunde der russischen Luftflotte am Wettbewerb teil. Auch hier war es eigenartig, feststellen zu können, wie alle Flugzeuge aerodynamisch und technisch recht gut durchgebildet waren, mit Ausnahme der Seitenruder der Flugzeuge »Rote Presnia« (Abb. 7) und des Eindeckers »Feuerdrache«, die ein ganz ungünstiges Seitenverhältnis aufwiesen und deshalb auch keine Wirkung zeigten. Die Seitenruder konnten, ohne eine Kursänderung herbeizuführen, mehrfach hin- und herbewegt werden. Allen russischen Flugzeugen war die sehr tiefe Lage des Höhenruders über dem Boden eigen. Da sie aber alle auf ihren Rädern leicht anrollten, hob sich das Leitwerk schnell ab und war so einigermaßen vor Beschädigungen gesichert. Weniger schien dies beim Landen der Fall zu sein, da hier oft ein recht erheblich langer Auslauf vorkam. Während



Abb. 7.

der »Transkaukasier« ein zentral angeordnetes Rad hat, waren bei den anderen Eindeckern Räderpaare verwendet, die teils im Rumpf, teils außerhalb desselben lagen, wie bei der »Roten Presnia«. Die Maßangaben für alle russischen Flugzeuge sind in der Zusammenstellungsliste enthalten.

Der »Feuerdrache« hat einen dreiteiligen Flügel, dessen Innenstück sich von 1,60 auf 1,40 m nach außen verjüngte, während die Flügelaußenteile sich nun noch auf 0,96 m weiter verjüngten. Das Querruder war länger als die Flügelaußenstücke und griff noch auf das Innenstück über. Das Seitenruder war bei 0,88 m größter Höhe 1,30 m lang! Dieses Flugzeug der Russen wurde verhältnismäßig wenig geflogen.

Die bereits erwähnte »Rote Presnia« war im Aufbau ziemlich ähnlich. Der 60 cm breite Rumpf hat rechteckigen Querschnitt und ist wie bei allen russischen Flugzeugen außer dem »Kpir« nur vorn mit Sperrholz und hinten mit Stoff überzogen. Das Querruder war bei 3,35 m Länge 0,85 m tief und schräg an der Holmunterkante angelenkt, so daß also die Flügeloberseite einen Schlitz zeigte. Der dreigeteilte Flügel liegt auf der Rumpfoberseite auf, wie Abb. 7 zeigt.

Eine Reihe von interessanten Einzelheiten zeigte die »Moskau«, Abb. 8. Der Rumpf wies eine schön durchgeführte Profilform auf und hatte zwei Holzräder. Vorn ziemlich stark heruntergezogen, macht er einen kleinen Spannbock erforderlich, der als Windpolster für den Kopf des ziemlich weit herausschauenden Führers dient. Das Höhenleitwerk liegt über einem Doppelsporn wieder

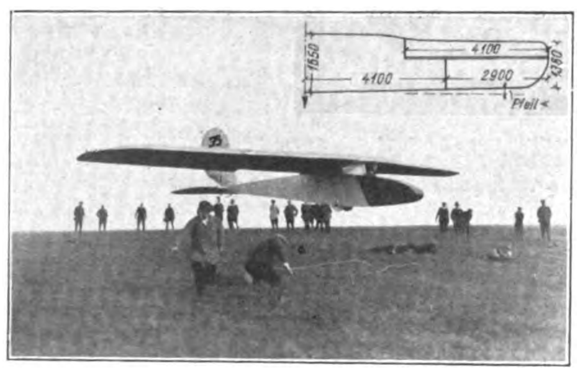


Abb. 8.

dicht an der Erde. Das Seitenleitwerk zeigte wohl abgerundete und aerodynamisch gute Formen. Der 14 m spannende Flügel ist dreiteilig. Seinen Grundriß (linke Hälfte) zeigt Abb. 8 oben. Die schwach pfeilförmige Vorderkante ist geradlinig, während die Hinterkante in der Nähe des Querruderanfanges eine Schwingung aufweist, die elegante Form gab. Auch hier greift des Querruder in das Flügelmittelstück über. Es ist wie dieses 4,10 m lang, während das Flügelaußenstück nur 2,90 m lang ist.

Von anderen Gesichtspunkten aus ist der »Transkaukasier« (Abb. 9) konstruiert, der eigentlich für einen kleinen Hilfsmotor gedacht war. Er ist in sehr interessanter Bauweise aus Stahlrohren (da die Duralrohre nicht rechtzeitig erhältlich waren) mit Holzstreben und Drahtauskreuzung aufgebaut. Die hohen Seitenflächen des Rumpfes sind durch Zwischenleisten etwas gewölbt. Die wieder dreigeteilte Fläche ist mit 21,5 m² die größte der fünf russischen Flugzeuge. Ein kleiner, ausgekreuzter Spannturm über dem Rumpf und zwei ziemlich lange Fangstiele beiderseits stellen die Verbindung von Flügel und Rumpf her. Die Querruder nehmen die ganze Länge der Flügelaußenstücke von 4 m ein, und sind 0,50 m tief. Das Leitwerk hat Kiel- und Höhenflosse, ein geteiltes Höhenruder und ein etwa halbkreisförmiges Seitenruder, dessen Achse in der Hinterkante des Rumpfes gelagert ist und eine Stütze nach der Höhenruderachse aufnimmt. Das Einrad-Fahrgestellt hat sich sehr gut bewährt, m. E. besser als das zweiräderige an den andern russischen Flugzeugen. Am 28. Aug. machte Jungmeister auf dem »Transkaukasier« den zweiten Stundenflug des diesjährigen Rhönwettbewerbs. mit 105 min. An dem Tage waren die Russen, wie an mehreren anderen Tagen auch, mit vier Flugzeugen am Start.

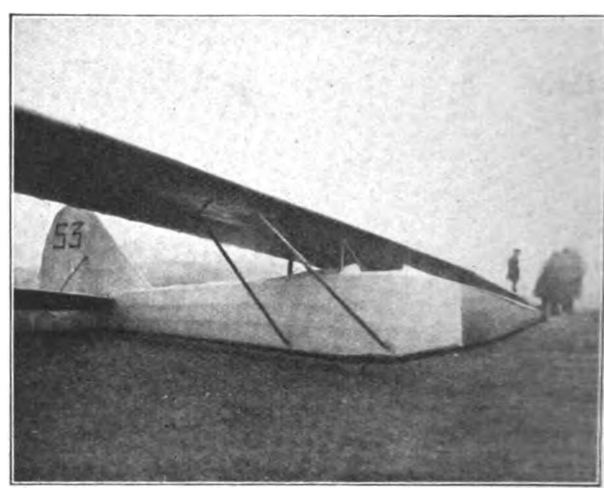


Abb. 9.

davon startete die »Rote Presnia« viermal, der »Kpir« zweimal und die beiden anderen Flugzeuge je einmal. Durch diesen Flugeifer wirkten die Russen erfreulicherweise vorbildlich und anspornend. Am folgenden Tage (29. August) machten die Russen mit allen fünf Eindeckern acht Starts und führten mit »Transkaukasier« (Flieger Kudrin) einen Flug von 54, mit der »Roten Presnia« einen von 19,24 min (Führer Sernow), mit »Kpir« (Führer Jakobtschuk) einen Flug von 91,50 und mit »Feuerschlange« (Sergejew) einen solchen von 33 min aus! Diese großen Leistungen waren nur durch das kameradschaftliche und gut disziplinierte Arbeiten der etwa 15 Mann starken russischen Gruppe möglich. Auch der letzte Flugtag sah wieder alle Flugzeuge der Russen am Start, und von 20 Flügen wurden 7 von russischen Flugzeugen ausgeführt. Durch diese rege Flugbeteiligung haben die Russen unseren Dank verdient.

Das letzte und beste der russischen Flugzeuge, der Eindecker »Kpir«, was bedeutet: »Kiewer Polytechnikum, Institut Rakowski«, also zu Ehren des Professors der Aerodynamik benannt, wurde fast ausschließlich von dem vorzüglichen Flieger Jakobtschuk geflogen. Der Eindecker

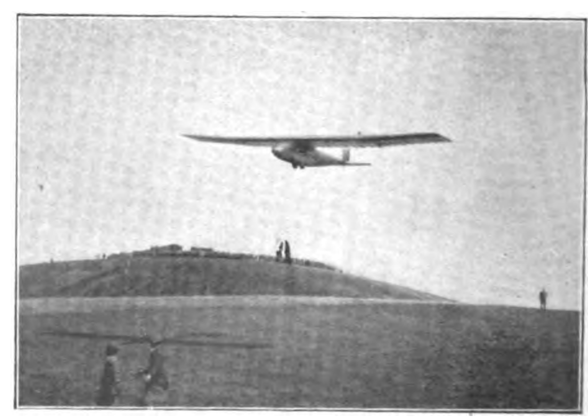


Abb. 10.

»Kpir« war zweifellos von den Hannover-Eindeckern Vampyr und Greif in seiner Konstruktion beeinflußt (Abb. 10). Der Rumpf ist wie beim Vampyr von ovalem Querschnitt und hat zwei im Rumpf versenkte Anlaufräder. Der einholmige, dreiteilige Flügel von 12 m Spann-



weite gleicht dem des Vampyr, indem er zunächst über dem Rumpf zweimal angeschlossen und dann noch durch je eine kurze Strebe beiderseits abgefangen ist. Die günstig geformten Leitwerkflächen ähneln auch denen der Hannoverflugzeuge. Die Flügelaußenteile sind leicht nach oben angestellt, was ein außerordentlich schönes Flugbild gibt. Die Steuerfähigkeit des Eindeckers war hervorragend, und es war ein Genuß, zu sehen, wie er von Jakobtschuk gemeistert wurde. Besonders hinweisen will ich auf einen Flug vom 27. August, wo der erste Stundenflug der diesjährigen Rhönzeit auf »Kpir« ausgeführt wurde. Jakobtschuck sah dabei dichte Wolkenbänke, die seinem Dauerflug ein Ende aufzwangen, immer näher auf sich zukommen und setzte zur Landung an. Im Sattel zwischen Kuppe und Eube kam er dicht über dem Boden heran, sah aber, daß es nochmals zu einem Kreisflug langte. So flog er in 3 bis 4 m Höhe weiter, ließ sich nochmals am Westhang in den Wind fallen und führte einen großen Kreis aus, worauf er in genau gleicher Höhe und am gleichen Platz wie vorher wieder zurückkam und nun landete. Kaum stand das Flugzeug, da waren auch schon die Nebelwolken da und machten jedes weitere Starten unmöglich. Dieser Flug gehörte zu dem Besten, was in der Rhön dieses Jahr geleistet worden ist.

Wenn hier etwas länger bei den russischen Flugzeugen verweilt wurde, so geschah dies, um eben einmal zu zeigen, was das Ausland leistet. Es werden die deutschen Flugzeuge, wie z. B. »Der alte Dessauer« oder der »Kickelhahn« und ähnliche in der Hand eines geübten Fliegers die gleichen Erfolge zeitigen, wenn auch vielleicht der Eindecker »Kpir« noch etwas überlegen war. Sicher stand den Russen mehr finanzielle Hilfe zur Verfügung als etwa unseren akademischen Fliegergruppen, mit denen man ja die russische Gruppe vergleichen muß. Daß die deutschen höchstwertigen Segelflugzeuge auch den besten russischen doch noch überlegen sind, hat der russische Segelflugwettbewerb in der Krim gezeigt, der vom 24. September bis 10. Oktober v. Js. dauerte. Dort hat Ferdinand Schulz auf »Moritz« mit 12 h 6 min einen neuen Dauerrekord (am 2. Oktober), tags zuvor der Jungflieger Hesselbach mit der »Margarete« einen Dauerweltrekord mit Fluggast mit 5 h 52 min, und am 9. Oktober der Jungflieger Nehring auf »Consul« einen neuen Entfernungsweltrekord mit 24,4 km Entfernung und 435 Überhöhung des Startplatzes aufgestellt. Es soll aber nicht unerwähnt bleiben, daß am 1. Oktober auch Jakobtschuk auf »Kpir« einen Flug von 9½ h durchgeführt hat. Hervorzuheben ist auch, daß sowohl der Flug von »Margarete« als auch der von Jakobtschuk 1½ Stunden lang in die Vollmondnacht hineinging.

Reges Interesse bei allen Anwesenden erweckte das Rotierschlagflügel-Flugzeug von Poralla aus Beuthen (Abb. 11). Poralla ging von dem Standpunkt aus, daß man vorläufig noch die Umkehrmomente beim Schlagflügel technisch nicht bewältigen könnte, weshalb er dessen

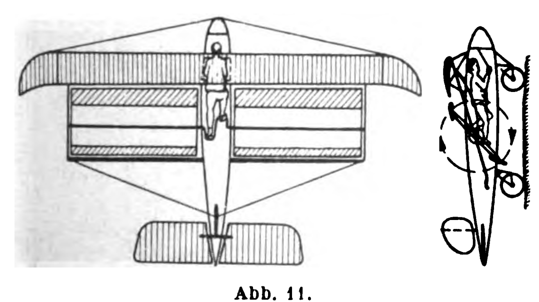


Abb. 11.

dynamische Wirkung mit einem Rotationssystem zu erreichen suchte. Sein Rotierschlagflügel-Flugzeug besteht aus einem langen Rumpfgestell auf Rädern, das vorne eine Eindeckerfläche mit verwindbaren Enden und hinten eine normale Steuerung trägt. Dicht hinter der Eindeckerfläche ist nun der Rotierapparat beiderseits des Rumpfes mit einer im Rumpf liegenden Tretkurbel angebracht. Es sind je zwei schmale Flächen, die durch einen Exzenter gesteuert werden. Der Führer liegt im Rumpf. Es ist aber vorgesehen, bei einem nach dieser nur als Modell gedachten Ausführung gebauten neuen Rotierflugzeug nicht nur drei Flächen beiderseits rotieren zu lassen, sondern auch einen Motor zum Antrieb einzubauen. Das diesmal gezeigte Modell war noch ziemlich roh aus Bambusstangen hergestellt, aber der gute Gedanke und der Eifer des Erbauers wurden durch das Preisgericht erfreulicherweise anerkannt. Es wäre zu hoffen, daß noch weitere Mittel flüssig werden, um Poralla bei seinem Bauen hinreichend Unterstützung zukommen zu lassen.

Weniger erfolgversprechend war das Schwingenflugzeug von Dr. Brustmann, Berlin, das zwei schmale Flügel aufwies, die mit den Kurbeln eines Fahrrads verbunden waren. Wenn auch wohl Dr. Brustmann später einmal einen Motor einbauen will, so scheint die Schwingenflugfrage doch auf diesem Wege schwer lösbar zu sein.

Die Hilfsmotorflugzeuge, wie sie die Ausschreibung vorsah, sind nicht gekommen. Von den anwesenden Flugzeugen erfüllte keines die gestellten Bedingungen. Das Motorflugzeug von Espenlaub konnte leider von der Technischen Kommission nicht zugelassen werden, da seine Rumpfkonstruktion etwas zu schwach erschien.

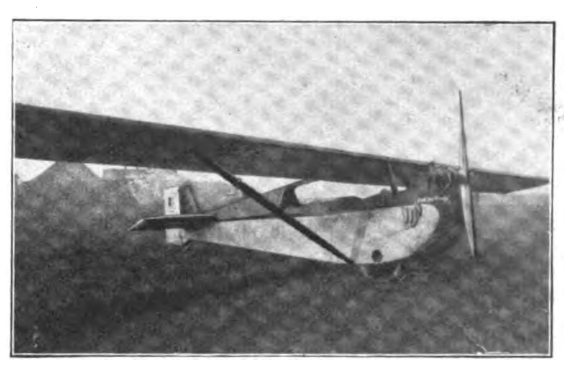


Abb. 12.

Sehr erfolgreich, wenn auch nicht im Sinne der Ausschreibung war der Eindecker »Karl der Große« der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt (Abb. 12). Er ist eine Diplomarbeit von Plauth und wurde schon im Jahr 1923 gebaut. Er hat einen Flügel von 14 m Spannweite, der durch einen langen Fangstiel abgestrebt ist und durch zwei Streben über dem Rumpfe getragen wird, von denen aus nach hinten ein starker Rumpfrückenholm geht, an den der Flügel angeschlossen ist. Diese Konstruktion ist sehr eigenartig und interessant. Der Rückenholm läuft über dem Führer- und Fluggastsitz hinweg. Der aus Sperrholz gebaute Rumpf trägt vorne einen 30-PS-Zweizylinder-Haackemotor, der einen Propeller von 2,10 m Durchmesser direkt antreibt. Der Motor kann während des Fluges wieder angeworfen werden, eine Bedingung, die ja die Ausschreibung vorschrieb. Wenn es Nehring auch mehrfach glückte, einige Minuten das schwere Flugzeug segelnd auf gleicher Höhe zu erhalten, so gelang es ihm doch nicht, die vorgeschriebenen 10 min zu segeln. Für die ausgezeichneten Flüge dieses Jungfliegers wurden ihm mehrere Preise zuerkannt.

Steinmann und Lippisch haben zwei Hilfsmotorflugzeuge mitgebracht, von denen allerdings nur eines Startversuche machte, allerdings ohne sich vom Boden abzuheben. Dieses kleine Flugzeug »Liliput« hatte 7,7 m Spannweite und 1,50 m Flügeltiefe, also ein Seitenverhältnis von etwa 1:5. Unter dem in einem Stück gebauten Flügel hing an vier ausgekreuzten Streben eine kleine Holzkarosserie, die an ihrem hinteren Ende ein 7,5-PS-Ilo-Motor trug (Abb. 13). Somit hat Lippisch in diesem und dem nachher zu besprechenden Flugzeug in dem neueren Kleinflugzeugbau den hinten liegenden aerodynamisch günstigeren Propeller eingeführt. Zum Tragen

des etwas klein ausgefallenen Leitwerks dienen zwei kurze Stahlrohrdreiecke. Wäre das Leitwerk wirkungsvoller gewesen, so wäre vielleicht diesen ersten Versuchen mehr Erfolg beschieden gewesen. Immerhin muß man diesem

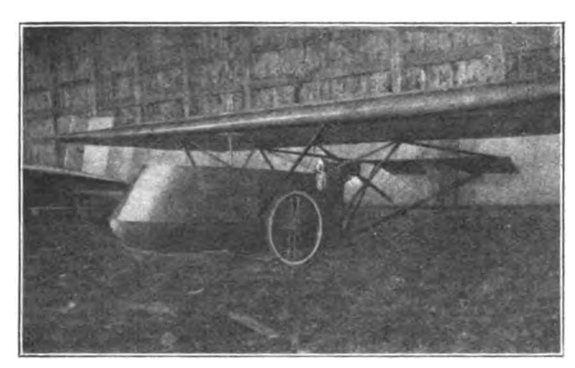


Abb. 13.

Flugzeug größtes Interesse entgegenbringen und hoffen, daß recht bald weitere Versuche damit durchgeführt werden.

Ein besonders interessantes Flugzeug war schließlich das »Experiment« von Lippisch (Abb. 14), ein schwanzloser Pfeileindecker, mit dem Lippisch auch neue Wege gegangen ist. Beanstandungen der Technischen Kommission an der Steuerung, die nicht wirksam genug erschien, konnten leider vor Schluß des Wettbewerbs nicht mehr befolgt werden. Anderseits schien es aber bei einem so wertvollen Flugzeuge zu gewagt, es zu Versuchsflügen zuzulassen, ohne Gewähr zu haben, daß die Steuerung sicher arbeitet und in dieser Hinsicht zu Beschädigungen des Flugzeugs die Möglichkeit nicht vorhanden war. An den Außenkanten der Eindeckerfläche sind kleine, senkrechte zur Flugrichtung schräg eingestellte Flossen angeordnet, an denen nur nach außen und einzeln für sich klappbare Ruder für den Kurvenflug angelenkt waren. Wenn auch diese Flächen etwas klein erschienen, hätten sie für die Versuchsflüge zweifellos genügt. Es ist ganz besonders bedauerlich, daß dieses Flugzeug, das vielleicht überhaupt das interessanteste im Wettbewerb war, und mit dem doch wirklich neue Wege beschritten werden sollten, auch wenn schon die Weltensegler

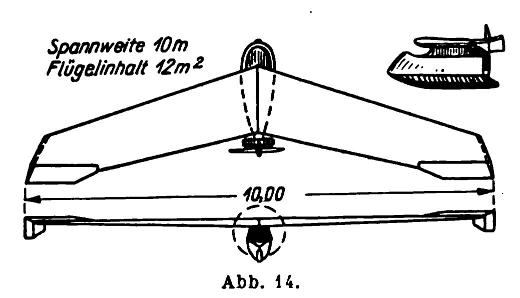


Abb. 14.

und die Akademische Fliegergruppe Versuche mit schwanzlosen Flugzeugen ausgeführt hatten, nicht zum Fliegen kam. Immerhin anerkannte man Lippisch' technische Leistung seitens des Preisgerichts durch einen Konstruktionspreis. Denn auch dieses Flugzeug war mit einem hinten liegenden Motor ausgerüstet, der allerdings mit 4,5 PS entschieden zu schwach war. Neuerdings wurde »Experiment« auf dem Winterberg i. W. erfolgreich geflogen.

Überblicken wir die Erfolge, so können wir recht zufrieden sein, soweit es die Einzelerfolge anbetrifft. Insbesondere die Versuche über den geringsten Gleitwinkel waren doch außerordentlich wertvoll und interessant. Wie zu erwarten, haben dabei Martens und »Consul« mit 1:19 am besten abgeschnitten. Auch die Höhenflüge waren in Anbetracht der ungünstigen Windverhältnisse zufriedenstellend. Aber es fehlte einigermaßen am sportlichen Schwung während des Wettbewerbs. Es mag dies, wie schon an anderer Stelle mehrfach erwähnt wurde, mit daran gelegen haben, daß eben für nicht ganz hochwertige Flugzeuge jede Aussicht auf eine finanzielle Anerkennung ihrer Bemühungen ausgeschlossen war. Wenn man nun für das nächste Jahr vorhat, in der Hauptsache nur eine Bewertung von Neuerungen im Plan oder Modell oder in fertiger Ausführung auszuschreiben, damit also von vornherein die bisherigen Rekordflugzeuge auszuschalten, so muß man doch bedenken, daß damit auch nur ein Teil der Segelflugzeugbewegung erfüllt ist. Wir müssen nicht nur ein Züchten nach der Höhe anstreben, sondern auch nach der Dichte und der Breite. Wir müssen auch weniger gute Flugzeuge prämiieren, wenn damit der Baugedanke für Segelflugzeuge in weitere Kreise getragen wird und neue Freunde dem Segelflugzeugbau zugeführt werden. Ob nun solche Flüge in der Rhön stattfinden oder in einem anderen Gelände, darf nichts zur Sache tun. Es müßte mit Aufgabe der Rhön-Rosittengesellschaft sein, möglichst vielen Gruppen finanzielle Beihilfe zu gewähren, und zwar gerade solchen, die noch um Erfolge ringen. Denn diejenigen, die schon Erfolge haben, erschließen damit in ihrer Heimat schon eher eigene Geldquellen. Aber gerade um zu Erfolgen zu verhelfen, sollte möglichst vielen Gruppen Gelegenheit gegeben werden, auf der Wasserkuppe unter Anwesenheit von Fachmännern und Unterstützung durch die Meteorologen und den Meßtrupp systematische Versuche durchzuführen. Das können sie aber nur verwirklichen, wenn auch kleine Flüge wenigstens mit kleinen Prämien dotiert werden. Dadurch würde ein Anreiz zu häufigem Starten gegeben werden, und wir müssen uns immer vor Augen halten, daß es für ein Segelflugzeug eine bessere Probe und für eine Gruppe ein besseres Zeichen ist, wenn eher 10 Flüge von 3 min, als 1 Flug von 10 min ausgeführt werden. Wir sehen somit, daß wir unbedingt für den nächsten Rhönwettbewerb, wie schon erwähnt, eine scharfe Zweiteilung einführen müssen, eine Frage, die aber außerhalb unserer Betrachtungen über den Wettbewerb für 1925 liegt, der manchem zwar vielleicht Enttäuschungen gebracht hat, mit dessen Gesamtergebnis wir aber bei eingehender Betrachtung doch zufrieden sein können. Besonders zu begrüßen war der Zuwachs an tüchtigen Jungfliegern, und wir wollen hoffen, daß auch ein Jungfliegerwettbewerb mit besonders interessanten Aufgaben im Rahmen des nächsten Rhön-Wettbewerbs zu finden sein wird.

Ausschreibung für den Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926.

1. Veranstalter.

Der Deutsche Luftfahrt-Verband e. V. veranstaltet mit Genehmigung des Deutschen Luftrates im Jahre 1926 einen im Juli beginnenden Wettbewerb mit Seeflugzeugen.

2. Verantwortung.

Verantwortlich für die Veranstaltung ist der Deutsche Luftfahrt-Verband e. V., vertreten durch den Geschäftsführer.

3. Organisations-Ausschuß.

Mit der Vorbereitung und Durchführung der Veranstaltung ist der Organisationsausschuß[1]) beauftragt. Mit ihm

[1]) Der Organisationsausschuß besteht aus den Herren:
v. Tschudi als Vorsitzender,
v. Linsingen als Geschäftsführer
Bergmann
Berthold,
Bertram,
Cesar,
Coulmann,
v. Dewitz,
Hartogh,
Schmiedel als Vorsitzender des Ausschusses für Motorflugzeuge des DLV.
Hoff,
Krupp,
Leonhardy,
Madelung,
v. Seelen,
Taeufert,
Tetens.



ist aller bezügliche Briefwechsel zu führen. Seine Geschäftsstelle befindet sich bis auf weiteres Berlin W 30, Nollendorfplatz 3, beim Ausschuß für Motorflugzeuge des Deutschen Luftfahrt-Verbandes e. V.

Briefanschrift: Organisationsausschuß für den Deutschen Seeflugwettbewerb 1926.

Telegrammadresse: Seewettbewerb.

Postscheck-Konto: 23324.

Die nachstehend genannte Leitung wird zu gegebener Zeit vom Organisationsausschuß gebildet.

4. Art des Wettbewerbs. Preise.

Der Wettbewerb besteht aus Küstenstreckenflügen, Technischen Leistungs-Prüfungen und einer Seetüchtigkeits-Prüfung. Als Preisbeträge stehen M. 250000 zur Verfügung, die gemäß der Anlage zum Austrag gelangen. Weitere etwa noch zur Verfügung gestellte Mittel sollen Verwendung finden für Sonderausschreibungen als Sonderpreise, Zusatz- und Trostpreise.

5. Zulassung.

Der Wettbewerb ist national. Flugzeugführer und Orter, welche der deutschen Kulturgemeinschaft angehören, sind zugelassen. Die Flugzeuge müssen in Deutschland gebaut sein. Ausländische Motoren können auf Antrag zugelassen werden. Flugzeuge und Flugzeugführer müssen in Deutschland behördlich zugelassen sein.

6. Einteilung.

Ausgangs- und Endpunkt des Streckenfluges ist voraussichtlich der Flughafen Warnemünde. Die Technischen Leistungsprüfungen und die Seetüchtigkeitsprüfung finden bei Warnemünde statt, sofern nicht die Leitung noch anders bestimmt. Die Gesamtdauer der Streckenflüge beträgt vier Tage, die Gesamtlänge der Strecke etwa 3000 bis 4000 km. Während der Streckenflüge finden drei Übernachtungen an dazu von der Leitung bezeichneten Orten statt.

7. Landungen.

Desgleichen bestimmt der Veranstalter diejenigen Orte, an denen Zwangslandungen stattfinden und diejenigen, an denen eine Marke in geschlossener Bahn zu umfliegen ist. Freiwillige Landungen sind statthaft.

8. Vornennungen

für Flugzeuge haben bis zum 1. März 1926, mittags 12 Uhr, zu erfolgen. Die Vornennung bis zum 1. März ist gebührenfrei. Sie hat auf dem von der Geschäftsstelle erhältlichen Formblatt zu erfolgen und ist unverbindlich für die spätere Nennung.

9. Nennungen

haben bis zum 15. Juni 1926, mittags 12 Uhr, zu erfolgen. Bis zu diesem Zeitpunkt muß auch das Nenngeld in Höhe von M. 300 zuzüglich eines Strafgeldes von je M. 2 für jeden Tag verspäteter Vornennung je Flugzeug bei der Geschäftsstelle oder auf Postscheckkonto Berlin 23324 eingezahlt sein. Ein Bewerber darf nicht mehr als zwei Stück desselben Flugzeugmusters nennen.

10. Nachnennungen

sind zulässig bis zum 1. Juli, 12 Uhr mittags. In diesem Falle beträgt das gleichfalls bis zu diesem Zeitpunkt einzusendende Nachnennungsgeld das Dreifache. In bezug auf Strafgelder gilt das in 9 Gesagte.

11. Rückzahlung des Nenngeldes.

Nenngeld wird ganz, Strafgeld nicht, Nachnenngeld zur Hälfte zurückgezahlt für jedes Flugzeug, das einen Flug der Technischen Leistungsprüfung ausgeführt hat. Verfallene Strafgelder verspäteter Vornennung, verfallene Nenngelder und verfallene Nachnenngelder werden an die Luftfahrerstiftung abgeführt.

12. Am Meldetag

der Flugzeuge, d. h. dem Tage, an dem sich die Bewerber behufs Meldung der eingetroffenen Flugzeuge einfinden, sind die Papiere der behördlichen Zulassung der genannten Flugzeuge vorzulegen. Die Nichterfüllung dieser Bedingung schließt vom Wettbewerb aus.

13. Führer und Orter.

Bis zum Nachnennungsschluß sind die Führer unter Beifügung des Beweises der behördlichen Zulassung und die Orter namhaft zu machen. Es dürfen für jedes Flugzeug bis zu drei Führer und Orter genannt werden, für die ein Nenngeld nicht zu zahlen ist. Für jede spätere Namhaftmachung eines Führers — eine Zeitgrenze ist nicht festgesetzt — ist in jedem Falle ein Nenngeld von M. 100 zu zahlen, das zurückgezahlt wird, wenn derselbe zwischen zwei Zwangslandeplätzen einen Flug gemacht hat, andernfalls verfällt.

14. Für spätere Nennung

von Ortern ist kein Nenngeld zu zahlen.

15. Lichtbilder.

Bis zum Nachnennungschluß sollen eingereicht sein: Zur Veröffentlichung geeignete Lichtbilder der genannten Flugzeuge und der Flugzeugführer.

16. Zuladung.

Der Bewerber hat zum Meldetag anzuzeigen, mit welcher Zuladung er den Wettbewerb bestreiten will. Veränderung der Zuladung ist nur nach unten und bei Nichteinhaltung der Grenze für die Steigzeit statthaft (s. Anlage 9h).

17. Ersatzteile und Werkzeuge

zur Ausbesserung dürfen im Ballast bis zu 10 vH des Leergewichts enthalten sein.

18. Hilfsmannschaft.

In den von der Leitung bestimmten Übernachtungshäfen darf Hilfsmannschaft und fremdes Werkzeug in Anspruch genommen werden, an anderen Orten nicht. Zutreffendenfalls ist der Sportleiter des Übernachtungshafens von beabsichtigter Ausbesserung in Kenntnis zu setzen. Er ist befugt, die Ausbesserungen zu überwachen oder überwachen zu lassen. Verstöße in bezug auf Hilfe und Werkzeugbenutzung sowie Unterlassung der Benachrichtigung der Leitung bilden zunächst keinen Gegenstand des Protestes beim Luftrat, sondern einer Anzeige an die Leitung. Die Verstöße führen zu Strafmaßnahmen in der Weise, daß das Preisgericht nach eigenem Ermessen eine Minderung der Wertung des Betreffenden eintreten läßt. Über die Zulässigkeit der Inanspruchnahme fremder Hilfe behufs Vorbereitung einer Ausbesserung, z. B. bei Bergung des Flugzeuges, entscheidet das Preisgericht in jedem einzelnen Falle. Im übrigen dient als Urkunde für den Flug die Kurve eines plombierten oder entsprechend gesicherten Höhenschreibers.

19. Zeitverlust.

Wenn ein Bewerber durch von ihm nicht verschuldete Umstände an der Erfüllung einer von ihm verlangten Leistung gehindert wird, soll ihm tunlichst Gelegenheit gegeben werden, die Leistung nachzuholen. Unverschuldeter Zeitverlust soll nicht zu Lasten des Bewerbers gehen.

20. Startverbot.

Wenn nach Ansicht der Leitung durch Umstände die Ausführung einer nach der Ausschreibung verlangten Leistung angeschlossen ist, so ist die Leitung befugt, für die Dauer der Behinderung Startverbot für alle bzw. auch einzelne zu geben.

21. Minderleistungen

im Streckenflug können durch Mehrleistung an einem folgenden Tage — im Einvernehmen mit der Leitung — nachgeholt werden.



22. Seetüchtigkeitsprüfung.

Die Anforderungen an die Flugzeuge und die Forderungen der Seetüchtigkeitsprüfung, sowohl wie das Wertungsverfahren sind in der Anlage niedergelegt.

23. Zwangslandeplätze.

An Zwangslandeplätzen hat zwischen Landung und Starterlaubnis eine Zeit von 20 Minuten, an Tankstellen eine Zeit, die von der Leitung festgesetzt wird, zu liegen. Längerer Aufenthalt geht, sofern nicht die Leitung ihn verursacht, zu Lasten des Bewerbers.

24. Wendemarken

sind im geschlossenen Kreis zu umfliegen.

25. Die Technische Leistungsprüfung

wird voraussichtlich bei Warnemünde vor dem Streckenflug stattfinden; die Seetüchtigkeitsprüfung nach dem Streckenflug. Die Leitung ist befugt, die Technische Leistungsprüfung ganz oder teilweise zwischen die Streckenflüge und die Seetüchtigkeitsprüfung zu verlegen, jedenfalls bildet aber der Seetüchtigkeitswettbewerb den Schluß.

26. Über den Zuspruch der Preise

entscheidet ein Preisgericht, dessen Zusammensetzung noch bekanntgegeben wird.

27. Aus einem Ausfallen

des Wettbewerbs infolge von Umständen, für die den Veranstalter kein Verschulden trifft, können Ansprüche gegen den Veranstalter nicht geltend gemacht werden.

28. Schäden.

Der Veranstalter haftet nicht für Schäden, die seine Organe und deren Gehilfen dem Bewerber verursachen.

29. Verlegung.

Der Veranstalter ist befugt, wenn er Gründe hat, die er für zwingend hält, den Wettbewerb ganz oder teilweise hinauszuschieben, jedoch nicht mehr als 7 Tage, es sei denn im Einvernehmen mit sämtlichen Bewerbern. Wenn während dieser Zeit der erforderliche Seegang vier noch nicht eingetreten ist, so ist die Leitung befugt, die Seetüchtigkeitsprüfung noch weiter hinauszuschieben, in welchem Fall aus einem für besondere Zwecke bereitgestellten Betrage bis zur Höhe von M. 20000 an die Bewerber angemessene Entschädigungen gezahlt werden.

30. Ausfall.

Wenn bis zum 1. Juli 1926 keine drei Flugzeuge gemeldet sind, ist die Leitung befugt, den Wettbewerb ausfallen zu lassen.

31. Berufung.

Gegen die Entscheidung des Preisgerichts gibt es eine Berufung an den Deutschen Luftrat. Sie muß unter Beifügung von M. 100 Berufungsgebühr am zehnten Tage nach dem Tage der ersten offiziellen Veröffentlichung der Entscheidung bis 12 Uhr mittags beim Luftrat eingegangen sein.

32. Nachtrag.

Weite Vorschriften werden in einem Nachtrag zur Ausschreibung vor dem 15. Mai 1926 bekanntgegeben.

Berlin, im Dezember 1925.

Anlage zur Ausschreibung.

1. Zweck des Wettbewerbs

ist die Züchtung eines seetüchtigen, leistungsfähigen und betriebstüchtigen Postflugzeuges.

Auf Geschwindigkeit, Steigfähigkeit, Flugstrecke und Sparsamkeit des Bauaufwandes wird gleicher Wert gelegt. Gewisse Mindestleistungen werden gefordert, andere erstrebt (siehe 9).

2. Die Güte der Lösung

der durch den Wettbewerb gestellten Aufgabe wird ausgedrückt durch die Wertungszahl:

$$w = \frac{V_{\text{gemessen}}}{V_{\text{berechnet}}}.$$

Das ist das Verhältnis zwischen einer im Wettbewerb gemessenen Geschwindigkeit (siehe 3) und einer berechneten Geschwindigkeit (siehe 4).

3. Die gemessene Geschwindigkeit

ist das arithmetische Mittel aus der Geschwindigkeit im Wagrechtflug, die in der Technischen Leistungsprüfung gemessen wird, und der Reisegeschwindigkeit, die im Küstenstreckenflug erzielt wird.

4. Die berechnete Geschwindigkeit.

Für jedes Flugzeug wird voraus berechnet, welche ideelle Geschwindigkeit von ihm erwartet werden darf. Die Rechnung setzt normale Baugüte des Flugwerks und des Triebwerks voraus (im weiteren »Normalflugzeug« genannt).

Hierbei werden berücksichtigt:

a) Eine Dienstlast von 400 kg, bestehend aus Führer, Orter, Ortungsgerät, Funkgerät und anderer loser Ausrüstung, ergänzt durch Ballast;
b) das Leergewicht, als ein Maß für den Bauaufwand (Abschreibungskosten); dabei ist die Annahme gemacht, daß bei gleichen wirtschaftlichen Verhältnissen die Abschreibungskosten dem Leergewicht verhältnisgleich sind;
c) die Steigfähigkeit, gemessen durch die für das Steigen von 1 km auf 2 km Höhe gebrauchte Zeit;
d) die Äußerste Flugstrecke, errechnet aus der Freilast (Zuladung weniger Dienstlast und Dienstfüllung), auf Grund einer gemessenen Flugstrecke und des dabei gemessenen Verbrauchs.

5. Die der Rechnung zugrunde gelegte Beziehung

zwischen Leergewicht und Flugleistungen von Normalflugzeugen ist aus dem oberen Teile der Abbildung auf S. 38 zu erkennen.

6. Auf eine besondere Wertung des Einheitsverbrauchs

wird verzichtet, da die Ersparnis an Ausgaben für Verbrauchsstoff zurzeit noch zurücktritt hinter dem Mehrgewinn, der durch die Mitnahme von mehr Nutzlast erzielt werden kann.

7. Um die Äußerste Flugstrecke

in die Wertung einzuführen, wird sie durch ein ihr entsprechendes Gewicht ersetzt. Hierzu wird der Verbrauch desjenigen Normalflugzeuges berechnet, welches dieselbe Flugstrecke und dasselbe Leergewicht besitzt. Aus dem so berechneten Verbrauch und der Dienstlast (von 400 kg) besteht die Gewertete Zuladung G_{Z_w}.

Der untere Teil der Abbildung auf S. 38 zeigt die Ermittlung der Gewerteten Zuladung.

8. Zwischen den der Wertung zugrunde liegenden Beträgen

der Flugleistungen (Wagrechtgeschwindigkeit, Steigzeit, Äußerste Flugstrecke, Gewertete Zuladung) und des Bauaufwands (Leergewicht) besteht ein gesetzmäßiger Zusammenhang, der sich aus den anerkannten Lehren der Mechanik des Fluges ergibt.

Die Berechnung der Leistungen des Normalflugzeuges stützt sich auf Beiwerte und Beizahlen, die bei guten Flugzeugen gefunden werden. Die folgenden Werte werden benutzt:

$\eta_{II} = 0{,}65$	Wirkungsgrad der Luftschraube im Wagrechtflug und im Steigflug (siehe 3 und 4c).
$\eta = 0{,}65$	Wirkungsgrad der Luftschraube im Streckenmeßflug (siehe 4d).
$\zeta = 0{,}35$	Anteil des Flugwerks am Fluggewicht.
$\tau = 1{,}5$ kg/PS	Leistungsgewicht des Triebwerks.



$c_{w_H} = 0{,}05$ Widerstandsbeizahl im Wagrechtflug (siehe 3).

$\frac{c_w}{c_a^{1,5}} = 0{,}09$ Flugzahl im Steigflug (siehe 4c).

$\varepsilon = 0{,}09$ Gleitzahl im Streckenmeßflug (siehe 4d).

$b = 0{,}22$ kg/PSh Einheitsverbrauch im Streckenmeßflug (siehe 4d).

Außerdem sind die normalen Annahmen über die Abnahme der Luftwichte mit der Höhe, sowie über die Abnahme der Motorleistung mit der Höhe gemacht.

In den Formeln erscheinen die folgenden Bezeichnungen:

v_H (m/s) Wagrechtgeschwindigkeit,
t (s) Steigzeit von 1 auf 2 km,
S (km) Äußerste Flugstrecke (siehe 4d),
G_{Z_w} (kg) Gewertete Zuladung (siehe 6),
G_L (kg) Leergewicht.

Außerdem wird die folgende Abkürzung benutzt:

$$A = \frac{1 + \frac{G_Z}{G_L}}{1 - \frac{\zeta}{1-\zeta} \cdot \frac{G_Z}{G_L}}.$$

In der Abbildung auf S. 38 sind die Beziehungen zwischen Leistungen und Aufwand unter der Annahme der obenstehenden normalen Beiwerte dargestellt. Algebraisch ausgedrückt lauten die flugmechanischen Beziehungen:

Steigzeit: $t =$

$$= \frac{1000\,A}{2{,}292 + 0{,}0002514\,(v_H\,A)^{3/2}} \ln \frac{18{,}67 - 0{,}00461\,(v_H\,A)^{3/2}}{16{,}39 - 0{,}00486\,(v_H\,A)^{3/2}}.$$

Gewertete Zuladung: $G_{Z_w} = \frac{400}{1 - \frac{S}{8860}\left(1 + \frac{G_L}{G_{Z_w}}\right)}.$

9. Grenzen.

Um unwirtschaftliche, dienstuntüchtige, seeuntüchtige oder andere ausgefallene Bauarten vom Wettbewerb fortzuhalten, sind folgende Grenzen für die Leistungen und den Aufwand gesetzt:

a) Raum:

Bequeme Unterbringung von mindestens zwei Insassen. Genügend Raum zur Unterbringung einer Doppelsteuerung, durch Ausführung oder Zeichnung nachzuweisen.

b) Anlasser:

Das Triebwerk muß angelassen werden, ohne daß die Luftschraube von Hand berührt wird. Der hierzu nötige Gewichtsaufwand gehört zum Triebswerks-Leergewicht.

c) Leergewicht:

Höchstens 1,8 t. Mehrbetrag wird im dreifachen Betrag angerechnet.

d) Zuladung:

Nicht unter 45 vH des Leergewichts. Mindestens 600 kg.

e) Wagrecht-Geschwindigkeit (siehe 3):

Mindestens 140 km/h. Fehlbeträge werden in doppeltem Betrag angerechnet.

f) Geschwindigkeit im Streckenmeßflug (siehe 4d):

Mindestens 110 km/h. Fehlbeträge werden in doppeltem Betrag angerechnet. (Einmalige Wiederholung gestattet.)

g) Äußerste Flugstrecke:

Mindestens 600 km. Fehlbeträge werden in doppeltem Betrag angerechnet.

h) Steigzeit:

Höchstens 15 min. Überschreitung ist nicht statthaft. (Dreimaliger Versuch statthaft.) Bei Veränderung der Zuladung ist gradlinige Interpolation zulässig; Beispiel:

$t_1 = 17$ min, $G_{Z_1} = 950$ kg
$t_2 = 14$,, $G_{Z_2} = 800$,,
also für $t = 15$ min, $G_Z = 850$ kg

(S. Ausschreibung, Abschnitt 16.)

i) Seefähigkeit:

Drei Starte und drei Landungen im Seegang vier. Die Leitung entscheidet endgültig über das Vorliegen des geforderten Seegangs. Vorzeitige Aufgabe schließt vom Wettbewerb aus.

Schäden, die nach Beendigung der Seeprüfung festgestellt werden, werden mit einem Betrag von 0,5 bis 3 vH des Leergewichts von der gewerteten Zuladung abgezogen und dem Leergewicht zugerechnet.

Starte und Landungen, nach denen mit Landmitteln Ausbesserungen vorgenommen werden, sind zu wiederholen.

Schäden, die während der Seeprüfung auf See mit Bordmitteln behoben werden, führen nicht zur Ungültigkeit der bisherigen Leistung.

k) See-Wendigkeit:

Rollen je eines vollen Kreises, d. h. Ausführung einer Wendung um 360 Grad, nach Steuerbord und Backbord bei einer Windgeschwindigkeit von mindetens 10 m/s in höchstens 5 min. Überschreitung wird mit einem Betrag von 1 vH, Nichterfüllung mit einem Betrag von 3 vH des Leergewichts bestraft. Anrechnung und Entscheidung wie bei i).

Die Fehlbeträge zu c), e), f), g) ergeben sich aus den Messungen. Die zu i) und k) vorgesehenen Gewichtsabzüge werden auf Vorschlag der Prüfstelle vom Preisgericht festgesetzt.

10. Die Reihenfolge der Wettbewerbshandlungen

ist:

a) Nachprüfung der behördlichen Zulassungspapiere.
b) Nachmessen der Behälter. Vergleich mit den vorher eingesandten Zeichnungen der Behälter.
c) Feststellung des Leergewichts und der Dienstfüllung.
d) Steigflüge zwecks Nachprüfung der im ganzen Wettbewerb festzuhaltenden Zuladung, Messung der Steigzeit. Überwachung von Unregelmäßigkeiten durch übertriebenen Verbrauch.
e) Vieleckflug von rd. 100 km Flugweg. Messung der Wagrechtgeschwindigkeit. Überwachung wie unter d).
f) Vieleckflug von rd. 250 km Flugweg und mindestens 110 km/h-Geschwindigkeit. Messung des Verbrauchs.
g) Errechnung der Äußersten Flugstrecke und der Gewerteten Zuladung.
h) Errechnung der Ideellen Geschwindigkeit.
i) Küstenstreckenflüge.
k) Seetüchtigkeitsprüfung.
l) Berichtigung der Wertungszahlen, wenn notwendig.
m) Berechnung der Preisverteilung.

Ob Unregelmäßigkeiten zu d) und e) vorliegen, und wie sie zu bestrafen sind, entscheidet das Preisgericht auf Vorschlag der Prüfstelle.

11. Die Verteilung der Preise

erfolgt im Verhältnisverfahren in folgender Weise: Für jedes Flugzeug wird eine Wertungszahl W als Mittel aus den Wertungszahlen in der Technischen Leistungsprüfung und im Küstenstreckenflug gebildet (siehe 3). Aus den Gesamtwertungszahlen sämtlicher Flugzeuge wird die Durchschnittswertung

$$W_{\text{durchschn.}} = \frac{\Sigma(W^2)}{\Sigma W}$$

und daraus eine untere Wertungsgrenze

$$W_0 = 0{,}8\,W_{\text{durchschn.}}$$

berechnet. Für jedes Flugzeug wird der Preisanteilsfaktor

$$f_p = W - W_0$$

bestimmt. Nur die positiven Anteile werden berücksichtigt. Auf jedes dieser Flugzeuge entfällt dann der Preisanteil

$$A_p = \frac{P \cdot f_p}{\Sigma(f_p)} \text{ (vgl. Beispiel).}$$

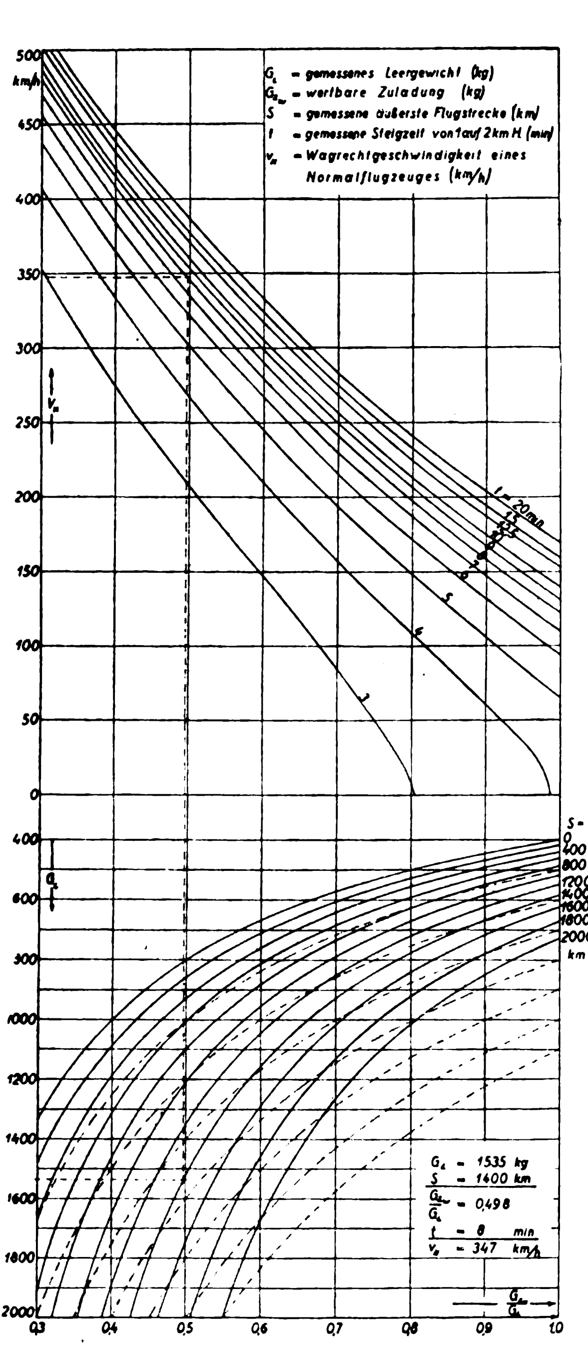


Beispiel zur Preisverteilung.

Flugzeug	Wertungszahl: in der Technischen Leistungsprüfung W_1	Wertungszahl: im Streckenflug W_2	Wertungszahl: Mittel $W = \frac{1}{2}(W_1 + W_2)$	W^2	Preisanteilsfaktor (nur positiv) $W - W_0$	Preisanteil $\frac{W - W_0}{\Sigma (W - W_0)_{pos.}}$
1	1,2	0,55	0,875	0,766	0,191	0,195
2	1,1	0,85	0,975	0,950	0,291	0,297
3	1,0	0,90	0,950	0,903	0,266	0,272
4	1,0	0,80	0,900	0,810	0,216	0,220
5	0,8	0,60	0,700	0,490	0,016	0,016
6	0,8	0,40	0,600	0,360	—	—
			5,000 $= \Sigma W$	4,279 $= \Sigma (W^2)$	0,980 $= \Sigma (W - W_0)_{pos.}$	1,000

Durchschnittsbildung: $W_{\text{durchschn.}} = \frac{\Sigma (W^2)}{\Sigma W} = \frac{4,279}{5,000} = 0,855$

Untere Wertungsgrenze: $W_0 = 0,8 \cdot W_{\text{durchschn.}} = 0,684.$



Beziehung zwischen Leergewicht, Flugstrecke, Zuladung, Steigzeit und Wagrechtgeschwindigkeit eines Normalflugzeugs.

Anhang.

I. Gewichtzerlegung des Flugzeugs.

1. Fluggewicht:

Das Gesamtgewicht des beladenen Flugzeugs, dessen obere Grenze (»höchstzulässiges Fluggewicht«) die Zulassungsurkunden festlegen. Es umfaßt das Leergewicht (2) und die Zuladung (3).

2. Leergewicht:

Das Gewicht des vollständigen Flugzeugs, wie es vom Flugzeugwerk geliefert wird, also einschließlich der fest eingebauten Ausrüstung. Es umfaßt das Flugwerk-Leergewicht (8), das Triebwerk-Leergewicht (9) und die feste Ausrüstung (10).

3. Zuladung:

Das Gewicht sämtlicher Lasten, die der Flugzeughalter zulädt. Es umfaßt die Betriebslast (4) und die Nutzlast (5).

4. Betriebslast:

Das Gewicht sämtlicher Lasten, die zur Durchführung der Betriebsaufgaben gebraucht werden. Es umfaßt die Dienstfüllung (11), die Dienstlast (12), die Verbrauchslast (15).

5. Nutzlast:

Das Gewicht der zahlenden Last.

6. Klargewicht:

Das Gewicht sämtlicher Bauteile und der Lasten, die zum Starten gebraucht werden. Es umfaßt das Leergewicht (2), die Dienstfüllung (11) und die Dienstlast (12).

7. Freilast:

Das Gewicht der danach übrig bleibenden Lasten, über deren Verteilung der Flugzeughalter frei verfügen kann. Es umfaßt die Verbrauchslast (15) und die Nutzlast (5).

8. Flugwerk-Leergewicht:

Das Gewicht sämtlicher Bauteile, die zum Schweben und Rollen gebraucht werden. Es umfaßt Tragwerk, Leitwerk, Steuerung, Rollwerk.

9. Triebwerk-Leergewicht:

Das Gewicht sämtlicher Bauteile, die zum Antrieb gebraucht werden. Es umfaßt Motor, Kühlanlage, Brennstoffanlage, Schmieranlage, Anlasser, Luftschraube, Schaltgerät.

10. Feste Ausrüstung:

Das Gewicht der fest eingebauten Ausrüstungsteile, z. B. fest eingebauter Teile des Geschwindigkeitsmessers und anderer Flugmeßgeräte, des Drehzahlmessers und anderer Antriebsmeßgeräte, des Kompasses und anderen Ortungsgeräts, der Gegengewichts-Leitungen und anderer fest eingebauter Teile des Funkgeräts, der Lichtleitungen und

anderer fest eingebauter Teile des Beleuchtungs-Geräts, der Anschnallgurte, Sitze, Polsterungen und anderer Ausstattungen.

11. Dienstfüllung:

Das Gewicht der Füllstoffe: Kühlstoff, Brennstoff (z. B. Glyzerin im Fahrgestell), Öl in Servomotoren, ferner die Mengen Brennstoff und Schmierstoff (in Motor, Vergaser, Filter, Reiniger, Leitungen usw.), die nicht verbraucht werden können.

12. Dienstlast:

Das Gewicht der Besatzung (13) und der losen Ausrüstung (14).

18. Besatzung:

Das Gewicht des Führers, Orters, Funkers und anderer zur Bedienung des Flugzeugs notwendiger Bemannungen.

14. Lose Ausrüstung:

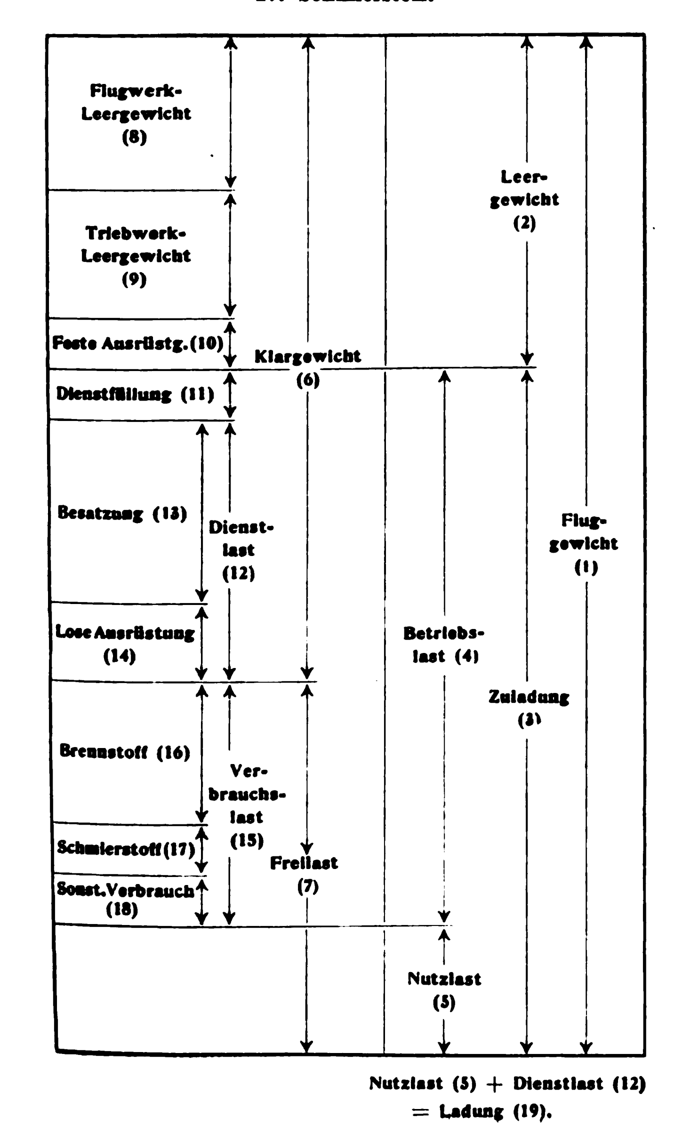
Das Gewicht aller herausnehmbaren Teile, die zur Durchführung der Flugaufgaben gebraucht werden. Es umfaßt Flugbekleidung, Fallschirme, Karten, Werkzeuge, Handinstrumente und solche Geräte, die zum Herausnehmen eingerichtet sind.

15. Verbrauchslast:

Das Gewicht der Lasten, die im Verlauf eines Fluges verbraucht werden dürfen. Es umfaßt den Brennstoff (16), den Schmierstoff (17) und sonstige Stoffe, die einem Verbrauch unterliegen (18).

16. Brennstoff.

17. Schmierstoff.



Nutzlast (5) + Dienstlast (12) = Ladung (19).

18. Sonstiger Verbrauch:

Das Gewicht des Mundvorrats usw.

19. Ladung:

Die Summe von Nutzlast (5) und Dienstlast (12); also Zuladung (3) ohne Dienstfüllung (11) und Verbrauchslast (15).

II. Mathematische Ableitung der Wertungsformeln.

1. Bedeutung der Zeichen.

G	(kg)	= Fluggewicht
G_L	(kg)	= Leergewicht
G_Z	(kg)	= Zuladung
G_T	(kg)	= Triebwerk-Leergwicht
G_F	(kg)	= Flugwerk-Leergewicht
G_D	(kg)	= Dienstlast
N_0	(PS)	= Motorleistung am Boden
N_z	(PS)	= » in Höhe z
$\nu_z = \frac{N_z}{N_0}$		= Höhenfaktor der Leistung
F	(m²)	= Flügelfläche
W	(kg)	= Widerstand
z	(km)	= Höhe
γ	(km/m³)	= Luftwichte
$g = 9{,}81$	(m/s²)	= Erdbeschleunigung
w_z	(m/s)	= Steiggeschwindigkeit in Höhe z
v_H	(m/s)	= Wagrechtgeschwindigkeit in Bodennähe
t	(s)	= Steigzeit von 1 auf 2 km Höhe
S	(km)	= Äußerste Flugstrecke mit 400 kg Dienstlast

η_H		= Wirkungsgrad der Luftschraube im Wagrecht- und Steigflug
η		= Wirkungsgrad der Luftschraube im Streckenflug
$\zeta = \frac{G_F}{G}$		= Anteil des Flugwerks am Fluggewicht
$\tau = \frac{G_T}{N_0}$	(kg/PS)	= Leistungsgewicht des Triebwerks
c_{w_H}		= Widerstandsbeiwert im Wagrechtflug
$\frac{c_w}{c_a^{1,5}}$		= Flugzahl im Steigflug
ε		= Gleitzahl im Streckenmeßflug
b	(kg/PSh)	= Verbrauch im Streckenmeßflug

Vgl. Abschn. 8 der Anlage zur Ausschreibung

$$A = \frac{1 + \frac{G_Z}{G_L}}{1 - \frac{\zeta}{1-\zeta} \frac{G_Z}{G_L}}$$

$$K_1 = 75\,\eta_H \frac{1-\zeta}{\tau} \text{ (m/s)}$$

$$K_2 = \gamma_0\, c_{w_H} \cdot \frac{c_w^2}{c_a^3} \text{ (kg/m}^3\text{)}$$

$$K_3 = \frac{75\,\eta \cdot 3{,}6}{b \cdot \varepsilon} \text{ (km)}$$

Abkürzungen

2. Grundgleichungen.

$$G = G_L + G_Z \quad \ldots \quad (1)$$

$$G_L = G_T + G_F \quad \ldots \quad (2)$$

$$G_F = \zeta \cdot G \quad \ldots \quad (3)$$

$$G_T = \tau\, N_0 \quad \ldots \quad (4)$$

$$A = \frac{1 + \frac{G_Z}{G_L}}{1 - \frac{\zeta}{1-\zeta} \frac{G_Z}{G_L}} \quad \ldots \quad (5)$$

$$75\, N_0\, \eta_H = c_{w_H} \frac{\gamma_0}{2g} F\, v_H^3 \quad \ldots \quad (6)$$

$$w_z = \frac{75\,N_z\,\eta_H}{G} - \frac{c_w}{c_a^{1,5}} \cdot \sqrt{\frac{2\,g}{\gamma_z}\,\frac{G}{F}} \quad \ldots \quad (7)$$

$$N_z = \nu_z \cdot N_0 \quad \ldots \quad (8)$$

$$K_1 = 75\,\eta_H\,\frac{1-\zeta}{\tau} \quad \ldots \quad (9)$$

$$K_2 = \gamma_0\,c_{w_H}\,\frac{c_w^2}{c_a^3} \quad \ldots \quad (10)$$

$$t = \int_1^2 \frac{d\,z}{w_z} \quad \ldots \quad (11)$$

$$S = \frac{75\,\eta \cdot 3{,}6}{b \cdot \varepsilon} \cdot \frac{G_Z - G_D}{G} \quad \ldots \quad (12)$$

$$K_3 = \frac{75\,\eta \cdot 3{,}6}{b \cdot \varepsilon} \quad \ldots \quad (13)$$

3. Annahmen.

$$v_z = \frac{1}{0{,}85}\left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} - 0{,}15\right) \text{ (ZFM 1924, S. 61, Hoff)} \quad . \quad (14)$$

$$\gamma_z = 1{,}242 - 0{,}1153\,z \quad \ldots \quad (15)$$

$$\frac{1}{\sqrt{\gamma_z}} = 0{,}890 + 0{,}05133\,z \begin{pmatrix}\text{Näherungen, gültig für} \\ 1 < z < 2\end{pmatrix} \quad . \quad (16)$$

4. Die Abkürzung Λ.

In den flugmechanischen Gleichungen erscheint wiederholt die Leistungsbelastung am Boden.

Unter Benutzung der Gleichungen (1), (2), (3), (4), (5) erscheint sie in der Form:

$$\frac{G}{N_0} = \frac{\tau\,\Lambda}{1-\zeta} \quad \ldots \quad (17)$$

5. Beziehung zwischen v_H, w_Z, Λ.

Aus den Gleichungen (6), (7), (8), (9), (10), (17) entsteht:

$$w_z = K_1\,\frac{\nu_z}{\Lambda} - \sqrt{\frac{K_2}{K_1}\,\frac{v_H^3\,\Lambda}{\gamma_z}} \quad \ldots \quad (18)$$

6. Beziehung zwischen v_H, t, Λ.

Aus den Gleichungen (11), (14), (15), (16), (18) entsteht:

$$t = \frac{1000\,\Lambda}{0{,}1084\,K_1 + 0{,}05133\sqrt{\frac{K_2}{K_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}} \cdot \ln \frac{0{,}8841\,K_1 - 0{,}9413\sqrt{\frac{K_2}{K_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}}{0{,}7757\,K_1 - 0{,}9927\sqrt{\frac{K_2}{K_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}} \quad . \quad . \quad (19)$$

Durch Einsetzen der Beiwerte für das Normalflugzeug (Anlage zur Ausschreibung, Abschnitt 8) entsteht aus (19) die Wertungsformel für die Steigzeit.

7. Beziehung zwischen G_L, S, $\frac{G_Z}{G_L}$.

Aus den Gleichungen (12), (13) entsteht:

$$G_Z = \frac{G_D}{1 - \frac{S}{K_3}\left(1 + \frac{G_L}{G_Z}\right)} \quad \ldots \quad (20)$$

Durch Einsetzen der Dienstlast (Anlage zur Ausschreibung, Abschnitt 4a) und der Beiwerte für das Normalflugzeug entsteht aus (20) die Wertungsformel für die gewertete Zuladung.

8. Tafel (Ausschreibung S. 38).

Die obere Kurvenschar entsteht durch graphische Auflösung der Wertungsformel für die Steigzeit nach v_H. Als Abszisse ist statt Λ das Verhältnis $\frac{G_Z}{G_L}$ gewählt, nach Gl. (5).

Die untere Kurvenschar entsteht durch Umformung der Gl. (20)

$$G_L = \frac{G_D}{\frac{G_Z}{G_L} - \frac{S}{K_3}\left(\frac{G_Z}{G_L} + 1\right)} \quad \ldots \quad (21)$$

und durch Einsetzen der Dienstlast und der Beiwerte für das Normalflugzeug.

Erläuterung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V. zur Ausschreibung des Deutschen Seeflug-Wettbewerbs 1926.

Den Lesern der Ausschreibung wird es aufgefallen sein, daß das Wertungsverfahren vom Üblichen abweicht. Der Organisationsausschuß glaubte, hierfür zu einer Erklärung verpflichtet zu sein, und hat die DVL beauftragt, eine Erläuterung zu verfassen.

1. Die Lage der Deutschen Luftfahrt

ist schlecht. Unnötige Ausgaben dürfen ihr nicht zugemutet werden. Der Organisationsausschuß konnte deshalb auch die Verantwortung dafür nicht übernehmen, sie zu einem zwecklosen Kraftaufwand zu verleiten. Ein ausgesprochenes Rennen, etwa im Sinne des Pulitzer- oder Schneider-Rennens, war ausgeschlossen; damit entfiel die Möglichkeit, die Wertung auf eine bestimmte Teilleistung, z. B. die Geschwindigkeit, zuzuschneiden.

Es war auch nicht möglich, dem Wettbewerb eine bestimmte, scharf umrissene Bauaufgabe zugrunde zu legen, etwa wie sie dem amerikanischen Wettbewerb für Beobachtungsflugzeuge vom Sommer 1925 zugrunde lag. Von den sich bewerbenden Bauarten wurde dort die beste ausgewählt, um davon Reihenbestellungen zu machen. Für die übrigen Flugzeuge war kein Absatz. Ein so verschwenderisches Verfahren können wir uns in Deutschland nicht erlauben. Wir können nicht die gesamte deutsche Flugindustrie auf dieselbe eng umrissene Bauaufgabe ansetzen. Damit entfiel die letzte Möglichkeit für ein einfaches Wertungsverfahren.

2. Vergleichende Wertung.

Für diesen Wettbewerb mußte ein Wertungsverfahren geschaffen werden, das alle Bauaufgaben möglichst gleichmäßig umfaßte, ohne die eine oder andere zu bevorzugen. Nur solche Bauaufgaben sollten ausgeschlossen bleiben, an deren Lösung kein öffentliches Interesse besteht. Dies konnte erreicht werden durch Festsetzung von Grenzen, welche ausgefallene Bauarten vom Wettbewerbe ausschließen. Auch diese Grenzen durften nicht starr sein, denn sonst wäre der Konstrukteur verleitet, sich scharf an die Grenzen zu halten, wenn seine Überlegungen ergeben sollten, daß seine Bauart im Grenzgebiet besonders günstig abschneidet. Der Grundsatz lautete: Es soll nicht möglich sein, »für die Formel ein Flugzeug zu entwerfen«.

3. Züchterische Ziele.

Der Ausschreiber mag noch so sehr bestrebt sein, diesen Grundsatz zu verfolgen; er mag noch so sehr sich bemühen, eine Formel zu finden, die alle Bauarten gleicher Güte gleichmäßig beurteilt; entworfen wird dennoch nach der Formel. Damit übernimmt der Ausschreiber die Verantwortung eines Züchters. Er muß sich den unheilvollen Einfluß vor Augen halten, den falsche Formeln so oft schon ausgeübt haben. Man denke nur an die Automobilsteuer, an die behördlichen Vorschriften über Häuser- und Städtebau, an den Einfluß der Steuergesetze auf die Wirtschaft und so fort.

Was sind die Ziele des Züchters? Soll etwa der Zylinderinhalt des Motors möglichst klein gehalten werden, oder der Flächeninhalt der Flügel? Bestimmt nicht! Diese Zahlen mögen für den Konstrukteur von Interesse sein; für den Verbraucher sind sie belanglos. Ihn interessieren der Aufwand, den er hineinstecken muß, und die Leistungen, die er erzielt. Der Züchter hat zu bestimmen, was unter Leistungen, was unter Aufwand zu verstehen ist.

4. Grundzüge der Wertung.

Es war nicht möglich, alle die Leistungen, die ein gutes Flugzeug bringen soll, ihrer Wichtigkeit entsprechend in die Wertung einzuführen. Auf vieles wurde verzichtet, weil die geringe Wichtigkeit mit der Schwierigkeit der Messung nicht im Einklang stand. Auf manches wurde verzichtet, weil es durch andere Messungen schon genügend wahrgenommen ist: Die Landegeschwindigkeit, die Landestrecke, die Startzeit und -strecke sind z. B. schon genügend durch die Seetüchtigkeitsprüfung wahrgenommen. Die Festigkeit ist



dadurch berücksichtigt, daß die am Wettbewerb teilnehmenden Flugzeuge behördlich zugelassen sein müssen. Andere Leistungen werden außer acht gelassen, weil Begriffsbestimmungen einzuhalten sind. So blieb nur die Wertung der Steiggeschwindigkeit, der größten Flugstrecke und der Wagrechtgeschwindigkeit übrig.

Auch bei der Festlegung des Aufwandes mußte auf vieles verzichtet werden; auf Abmessungen des Triebwerks oder Flugwerks aus den bereits erwähnten Gründen (§ 3). Zwischenleistungen als Aufwand einzuführen, wurde grundsätzlich vermieden aus Gründen, die im nächsten Abschnitt (§ 5) erläutert werden. Es wäre sehr erwünscht gewesen, die Anschaffungskosten, die Instandhaltungskosten und die Lebensdauer einzuführen. Soweit sind wir leider noch nicht. Als bestes Maß für die Abschreibungs- und Instandhaltungskosten blieb noch das Leergewicht. Das ist das Gewicht des Flugzeuges, wie es vom Flugzeugwerk geliefert wird. Unter gleichen wirtschaftlichen Umständen kann man annehmen, daß diese Kosten dem Leergewicht verhältig sind. Teuere Bauarten (Metall usw.) haben im allgemeinen größere Lebensdauer und geringere Instandhaltungskosten, so daß ihre Abschreibungs- und Instandhaltungskosten nicht größer sind als bei billigen Bauarten. Dasselbe gilt für teure Teile (Motorenteile, Kurbelwelle usw.). Zweifellos ist diese Vereinfachung nicht allgemein gültig. Sie wird in der Zukunft einer Verfeinerung bedürfen; worin eben diese Verfeinerung bestehen wird, das anzugeben, ist bis heute noch niemand in der Lage.

5. Gefahren der Wertung.

Welch unheilvollen Einfluß falsche Formeln auf die Züchtung haben können, ist bereits angedeutet worden. Um es an einem Beispiel zu erläutern: In einigen Ausschreibungen der letzten Jahre erscheint die Motorleistung als Aufwand. Wir haben bereits ausgeführt, daß sie dem Verbraucher gleichgültig sein kann, solange die Kosten dadurch nicht ungünstig beeinflußt werden. Ihn interessiert nur das Flugzeug als Ganzes, und die beste aerodynamische Leistung hilft ihm wenig, wenn der Motor nichts taugt. Außerdem kann eine solche Wertung die Bestrafung einer guten Teilleistung bedeuten; das ist sicher nicht erwünscht. Der Wettbewerb soll auch den besten Motor zur Geltung bringen, und es soll dem Erbauer des Flugzeugs zugute kommen, wenn er dafür den bestgeeigneten Motor ausgewählt hat.

Darüber hinaus bringt die Bewertung einer Zwischenleistung als Aufwand eine weitere Gefahr mit sich: Sie wirkt als Anreiz zum Betrug, denn der Bewerber schneidet um so günstiger ab, je geringer er diese Zwischenleistung darstellen kann. Nun ist es bekanntlich sehr leicht, eine Leistung durch irgendwelche Eingriffe zu verschlechtern, dagegen ungeheuer schwer, an der Höchstleistung noch weiter zu verbessern. Es ist z. B. leicht, den Motor beim Abbremsen nicht auf Volleistung kommen zu lassen, oder beim Abwägen des Flugzeuges Gewichte darin zu verstecken. Praktisch unmöglich dagegen ist es, die Leistung beim Abbremsen über das im Rennen selbst Mögliche hinaus zu vergrößern oder das Leergewicht kleiner erscheinen zu lassen, als es wirklich ist.

Um den Anreiz zum Betrug auszuschalten, haben wir uns bemüht, das Interesse des Bewerbers und des Ausschreibers überall gleich zu richten. Jede gute Teilleistung, die im Wettbewerb gemessen wird, dient zu einer Verbesserung der Wertung; sei es nun eine bessere Flugstrecke, eine bessere Steiggeschwindigkeit, eine bessere Geschwindigkeit oder ein besseres Leergewicht.

Auch ohne Betrug kann eine ungeschickt abgefaßte Rennformel umgangen werden. Zu einer solchen Umgehung lädt es beispielsweise ein, wenn an Stelle einer Gesamtwertung nur einzelne Teilwertungen vorgenommen werden. Es kann dabei vorkommen, daß sämtliche Preise auf ausgefallene Flugzeuge entfallen, die für die eine oder andere Teilwertung besonders zugeschnitten sind, in den übrigen aber gänzlich versagen. Ein Flugzeug, das den Anforderungen aller Teilwertungen gleich gut genügt, würde dann schlechter abschneiden, obwohl seine allgemeine Brauchbarkeit die dieser ausgefallenen Bauarten übertrifft. Diese Gefahr ist vermieden worden. Bei der Verteilung der Preise in diesem Wettbewerb ist lediglich die Gesamtwertung berücksichtigt; in ihr sind sämtliche Teilleistungen enthalten.

Schließlich ist ein Irrtum möglich in der Abschätzung der Folgen, die die Wirkung einer Formel haben kann. Er ist nicht nur möglich, sondern wahrscheinlich. Diesen Irrtum werden wir niemals ausschalten können, aber wir können ihn gering halten, wenn wir die Rennformel einfach machen. Es kommt dabei nicht darauf an, daß die mathematische Form, in der sie erscheint, einfach aussieht, wenn nur der dahinter stehende Gedanke einfach und übersichtlich ist.

6. Normalflugzeug.

Der Gedanke, der hinter den Wertungsformeln dieses Wettbewerbes steht, lautet:

Wir kennen den Stand der Technik im Flugzeugbau hinreichend genau, um aussagen zu können, ob die Leistungen eines Flugzeuges gut oder schlecht sind.

Wir wissen, in welcher Weise die verschiedenen Teilleistungen desselben Flugzeugs durch Änderungen beeinflußt werden (z. B. durch Änderungen der Größe des Flugwerks oder des Triebwerks oder der Zuladung). Die Verbesserung einer Teilleistung bringt dann zwangläufig die Verschlechterung einer anderen Teilleistung des Flugzeugs oder seines Aufwandes mit sich.

Wenn nun der Aufwand sowie zwei Teilleistungen eines Flugzeuges bekannt sind, dann können wir aussagen, wie groß die übrigen Leistungen nach dem Stand der Technik sein sollten. Mit einer solchen »Solleistung« wird das wirklich erreichte Maß der betreffenden Leistung verglichen.

Das ist der Gedanke hinter der Formel. Er ist genügend einfach. Es kommt nur darauf an, ob wir den Stand der Technik genügend genau angeben können. Er spiegelt sich wieder in einer Reihe von Erfahrungswerten, die verschiedenen Arbeitsbereichen zugehören. Den Stand der Motorentechnik zeigt das Leistungsgewicht des Triebwerks und sein Einheitsverbrauch, den Stand der Luftschraubentechnik zeigt der Wirkungsgrad, den der Flugzeugstatik und -konstruktion der Anteil des Flugwerks am Fluggewicht, den der Aerodynamik die Widerstandsbeizahl im Wagrechtflug, die Flugzahl im Steigflug und die Gleitzahl Wir können angeben, was für Zahlen von durchschnittlichen, was für Zahlen von guten und sehr guten Flugzeugen erreicht werden.

Leider sind diese Zahlen nicht ganz allgemein gültig; sie hängen sowohl von der Bauaufgabe als auch von der Wahl der Bauart ab. So ist das Einheitsgewicht großer Triebwerke besser als das kleiner Triebwerke, und umgekehrt der Anteil des Flugwerks bei kleineren Flugzeugen besser als bei großen. Der Wirkungsgrad der Schraube ist besser bei schnellen als bei langsamen, bei schwachen als bei starken Flugzeugen, die aerodynamischen Gütezahlen sind dagegen bei großen im allgemeinen besser als bei kleinen.

Daß luftgekühlte Motoren ein besseres Leistungsgewicht, aber schlechteren Brennstoffverbrauch und schlechtere Widerstandsbeizahlen haben als wassergekühlte, ist kein Vorwurf für dieses Wertungsverfahren. Daraus ist nur die Schlußfolgerung zu ziehen, daß man sie dann wählen soll, wenn die Flugdauer klein oder die Steiggeschwindigkeit groß ist. Dagegen sind wassergekühlte Motoren von Vorteil, wenn die Flugdauer oder die Wagrechtgeschwindigkeit groß ist. Die richtige Bauart für die gegebene Bauaufgabe zu wählen, ist ein wichtiger Teil der Entwurfsarbeit.

Daß bei unverspannten Eindeckern der Anteil des Flugwerks am Fluggewicht und die Widerstandsbeizahl im Wagrechtflug schlechter, die Gleitzahl und Flugzahl dagegen besser sind als beispielsweise bei verspannten Doppeldeckern, ist auch kein Vorwurf. Man soll nur die Eindecker vornehmlich da benutzen, wo es sich um sehr große Strecken handelt, und die Doppeldecker, wo entweder sehr großes Fluggewicht oder sehr große Wagrechtgeschwindigkeit vorliegt.

Es bleibt also nur der Vorwurf, daß die Beiwerte auch von der Bau-Aufgabe abhängig sind. Dagegen kann heute



noch nichts gemacht werden. Verfeinerungen sind sicher möglich. Die mathematischen Schwierigkeiten ihrer Einführung in das Wertungsverfahren werden sicher mit der Zeit überwunden werden. Es wird auch möglich sein, Leistungen und Aufwand zu berichtigen mit Rücksicht auf die Opfer, die wegen der Unterbringung von Fluggästen oder Fracht gebracht werden.

Auf alle diese Verbesserungen zu warten, war bei dieser Ausschreibung nicht genügend Zeit. Sie sollen hier nur angedeutet, ihre Anwendung aber zukünftigen Ausschreibungen vorbehalten werden.

7. Grenzen.

Wie bereits angedeutet, sind Grenzen eingeführt worden, um ausgefallene Bauarten auszuschließen. Innerhalb dieser Grenzen ist ein weites Gebiet geblieben. Sie werden den Bauaufgaben der verschiedensten Verwendungszwecke gerecht werden. Mit höchstens 1,8 t Leergewicht und mindestens 600 kg Zuladung können alle Aufgaben vom zweisitzigen Schul- oder Postflugzeug bis zum doch schon recht großen Fracht- oder Verkehrsflugzeug umfaßt werden. Nur Großflugzeuge einerseits und Spielzeuge, die der See doch nicht gewachsen sein würden, bleiben ausgeschaltet.

Mit mindestens 140 km/h Wagrechtgeschwindigkeit und höchstens 15 min Steigzeit einerseits und mit mindestens 45 vH Zuladung zu Leergewicht anderseits werden sowohl die »Molle« als auch das Rennflugzeug ferngehalten.

600 km Flugstrecke muß jedes Flugzeug leisten können, das über See gehen will. Im Streckenflug darf seine Geschwindigkeit nicht unter 110 km/h fallen, wenn es normalen Gegenwinden gewachsen sein soll.

Starre Grenzen sind nur für die Steiggeschwindigkeit festgesetzt worden (nicht mehr als 15 min von 1 km auf 2 km Höhe) und für die Zuladung (nicht weniger als 600 kg und 45 vH des Leergewichts). Das macht vielleicht den Eindruck einer Härte. Es ist aber vorgesehen, daß in solchen Fällen, in denen die untere Grenze der Steiggeschwindigkeit nicht erreicht wird, die Zuladung herabgesetzt werden kann, bis die Grenze für die Steiggeschwindigkeit erreicht ist. Die untere Grenze für die Zuladung darf dabei allerdings nicht unterschritten werden. Es hätte sich auch verteidigen lassen, auch diese nicht starr festzulegen, sondern eine Unterschreitung nur mit Strafe zu belegen; hiervon ist aber abgesehen worden.

8. Meßverfahren.

Die Messungen beschränken sich auf die Feststellung von Größen, die erfahrungsgemäß ohne Schwierigkeiten festgestellt werden können. Das Leergewicht soll vor dem ersten Fluge gemessen werden, solange das Flugzeug noch nicht durch Feuchtigkeit beschwert ist. Es dürfte keine Schwierigkeiten machen, festzustellen, ob Teile, die später eingeladen werden, zum Leergewicht oder zur Zuladung gehören; es ist aber zu empfehlen, hierüber vor Beginn des Wettbewerbes Richtlinien festzulegen.

Die Messung der Steiggeschwindigkeit geschieht in üblicher Weise mit Höhenschreiber. Die Feststellung der Wagrechtgeschwindigkeit im Dreieckflug macht erfahrungsgemäß keine Schwierigkeit. Auch der Streckenmeßflug an sich ist einfach; seine Dauer wird 1½ bis 2½ h betragen. Eine größere Länge der Zeit und Strecke wäre erwünscht gewesen, um die bei der Brennstoffnachmessung auftretenden Fehler geringer zu halten. Hiervon wurde mit Rücksicht auf die Flugzeugführer aber abgesehen.

Die Ausrechnung der Wertung selbst ist absolut sicher und bei entsprechender Vorbereitung auch nicht zeitraubend.

9. Preisverteilung.

Für den Verbraucher und damit auch für den Ausschreiber ist es ohne Belang, ob ein Flugzeug das erste, zweite, dritte usw. wird; dagegen ist es wichtig, ob seine Leistungen sehr gut, gut, oder nur durchschnittlich sind. Bei der üblichen Verteilung der Preise ist dieser Standpunkt nicht genügend gewahrt. Denn wenn ein erster, zweiter und dritter Preis von bestimmter Höhe ausgesetzt ist, dann ist es für das siegende Flugzeug gleichgültig, wieviel besser es ist als der Durchschnitt, solange es nur ein wenig besser ist als das nächstfolgende. Das übliche Verfahren der Preisverteilung bringt als weiteren Nachteil ein sehr unerwünschtes Kampfelement in den Wettbewerb. Das mag bei einer rein sportlichen Veranstaltung gut sein. Wenn es aber um Geld und Existenz geht, ist ein solcher Kampf sicher nicht am Platze. Denn wenn ein wenig mehr oder weniger über Sieg und Niederlage entscheiden kann, dann ist es nicht zu vermeiden, daß unlautere Kampfesweisen um sich greifen.

Um diesem Gesichtspunkt gerecht zu werden, ist an Stelle der ausschließlichen Betonung der Reihenfolge ein Verhältnisverfahren getreten. Die Leistungen sollen nicht nach der Reihenfolge, sondern nach ihrer Güte belohnt werden.

Es ist nicht leicht, ein Maß für eine Güte anzugeben. In vielen Fällen ist eine Leistung, die scheinbar nur wenig über dem Durchschnitt liegt, bereits als ausgezeichnet zu betrachten, und umgekehrt eine Leistung, die auch nur um weniges unter dem Durchschnitt liegt, als gänzlich unbrauchbar. In der Ausschreibung ist versucht worden, auch diesem gerecht zu werden. Die Preise sollen deshalb verteilt werden nach dem Verhältnis dessen, um wieviel die Wertungszahl über einer Durchschnittszahl liegt. Auf diese Weise fallen Leistungen gänzlich aus, die nur wenig unter dem Durchschnitt liegen, während einer etwas höheren Leistung der Hauptteil der Preise zufallen kann.

10. Schlußfolgerung.

Wer hat die größte Aussicht darauf, Preise davonzutragen? Eine bestimmte Bauaufgabe kann nicht empfohlen werden. Alle bieten gleiche Aussicht, einerlei, ob es sich um ein Flugzeug mit großem oder kleinem Motor, großen oder kleinen Flügeln, großer oder kleiner Zuladung handelt.

Der Erbauer wird gut tun, den besten Motor zu nehmen, dessen er habhaft werden kann, dazu die besten Baustoffe. Je einfacher die Bauweise, um so weniger Gewicht wird verschwendet werden. Ersparnis an Gewicht wird mehr zum Erfolg beitragen als bei irgendwelchen früheren Wettbewerben, und es wird gleichgültig sein, wo das Gewicht gespart wird. Ein Kilogramm Ersparnis wird gleichviel wert sein, ob es an der Kurbelwelle oder am Sitzpolster gespart wird, am Flügelholm oder am Fußboden, am Kühler oder am Schwimmer; nur darf die Gewichtsersparnis niemals auf Kosten der Festigkeit gehen, denn bei der Seetüchtigkeits- und Lufttüchtigkeitsprüfung wird es scharf hergehen.

Auch die DVL muß darum bitten, daß ihr Bedarf an Zeit bei den Vorbereitungsarbeiten zum Wettbewerb nicht vergessen wird. Sehr frühzeitige Mitteilung über den Entwurf von Flugzeugen, die am Wettbewerb teilnehmen sollen, ist dringend zu empfehlen. Vor dem Wettbewerb werden sich die Prüfungsaufträge häufen, denn es sind auch noch andere Ereignisse im Gange. Die Prüfung kann nur in der Reihenfolge des Eingangs der Aufträge und der Unterlagen erfolgen. Die DVL wird sich das Recht wahren, Prüfungsanträge abzulehnen, oder schlecht ausgeführte Unterlagen zurückzugeben, wenn sonst die Durchführung der Prüfung der anderen Teilnehmer gefährdet sein würde.

Zeitfolge.

1. März 1926.	Unverbindliche **Vornennung**.
15. Juni 1926.	**Nennungsschluß.** (Nenngelder und Strafgelder müssen eingegangen sein.)
1. Juli 1926.	**Nachnennungsschluß.** (Dreifache Nenngelder und entsprechende Strafgelder.) (Einreichung der Lichtbilder von Flugzeugen und Führern und der Zeichnungen der Behälter.)
Datum?	**Meldetag.**
» ?	Technische Leistungsprüfungen.
»	Küstenstreckenflüge.
»	Seetüchtigkeitsprüfung
»	**Preisverteilung.**



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [02] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Tolstich-DD, von der Moskauer Abt. des Aviachim der U. d. S. S. R. (Mossaviachim) erbaut.

Rumpf rechteckig, Sperrholzbau.

Triebwerk: Motor mit unmittelbarem Schraubenantrieb im Rumpfvorderteil.

Tragdecks rechteckig, gestaffelt, zweiholmig, von gleicher Spannweite und Tiefe; gut verkleidete I-Stiele, Baldachin auf je zwei paarweise verkleideten Streben. Große unentlastete Querruder nur am Oberdeck.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder, Höhenruder geteilt.

Fahrgestell gewöhnlich, paarweise verkleidete Streben.

Spannweite	6,5	m
Länge	3,2	m
Höhe	1,75	m
Flügeltiefe	0,81	m
Seitenverhältnis	8	
Flügelabstand	0,8	m
Staffelung	0,2	m
Pfeil-Stellung	keine	
V-Stellung	2	°
Flügelfläche	10,5	m²
Motor: I. A. L. E. 2 Zyl. luftgek.	16	PS
Drehzahl	2400	U/min
Luftschraube: Durchmesser	1,2	m
Steigung	0,75	m
Leergewicht	0,085	t
Zuladung	0,083	t
Fluggewicht	0,168	t
Flächenbelastung	16,0	kg/m²
Leistungsbelastung	10,5	kg/PS
Flächenleistung	1,52	PS/m²

— Avietta I. P. Tolstich; Samolet 2, Nr. 5 (19), vom Mai 1925, S. 39 (½ Sp., 3 Skizzen). *Sy.*, *H.* 60201.

Flugzeuge. Vickers-Vanguard-Verkehrs-Groß-DD.

Rumpf mit Kabine für 25 Fluggäste hat ovalen Querschnitt, vorne kuglig abgerundet, Hinterende spitz zulaufend. Führer- und Maschinistensitz nebeneinander in Rumpfnase, mit guter Sicht nach allen Seiten; Kabine im Mittelteil mit acht großen Seitenfenstern.

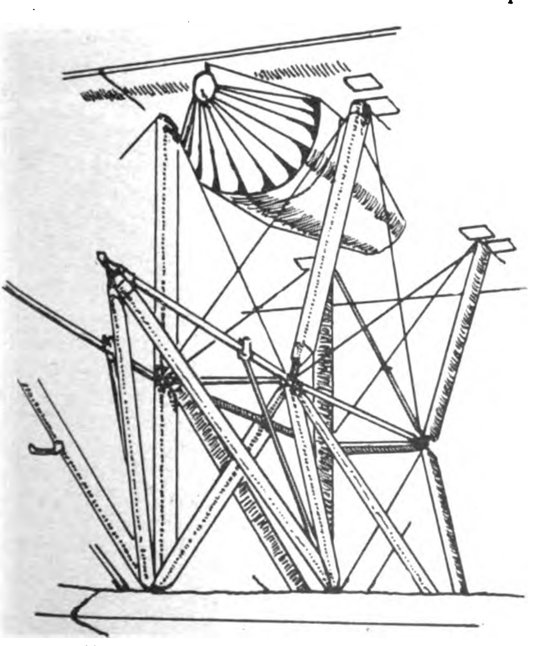


Abb. zu 60202. Vickers-Vanguard-DD.

Triebwerk: Zwei Rolls-Royce-»Condor«-Motoren seitlich am ersten Stielpaar besonderer Bauart, s. Abb. Zwei vierflügelige Zugschrauben.

Tragdecks in geringer V-Stellung. Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich an Rumpf angesetzt, außer den Motorträgern noch zwei seitliche Stielpaare, drahtverspannt. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: Zwei übereinanderliegende Höhenflossen und Ruder, dazwischen feste Kielflosse in Rumpfmitte und seitlich zwei ausgeglichene Seitenruder.

Fahrgestell: Unter den Motorträgern je ein Fahrgestell mit zwei Rädern, zwei V-förmige Träger parallel zur Flugzeuglängsachse, dazwischen durchlaufende Radachse.

Spannweite	26,8	m
Länge	18,4	m
Höhe	5,27	m
Flügelfläche	204	m²
Leergewicht	5,45	t
Nutzlast	1,725	t
Fluggewicht	8,30	t
Motor: Rolls-Royce »Condor«	2 × 650	PS
Flächenbelastung	40,7	kg/m²
Leistungsbelastung	6	kg/PS
Flächenleistung	6,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	181	km/h
Mindestgeschwindigkeit	79	km/h
steigt auf 1,5 km in	10	min

— The Vickers Vanguard; The Aeroplane **29**, Nr. 23, vom 3. Dezember 1925, S. 648 (2 Sp., 1 Lichtb., 2 Skizz.). *H.*, *E.* 60202.

Flugzeuge. Z. A. G. I[1])-Kleinflugzeug für Schule und Sport. Einsitzer. Abgefangener Tiefdecker. Baustoff: Holz, Stahl und das russische Leichtmetall der Koltjugino-Werke »Koltjugalluminii« (K. A.).

Rumpf vierkantig, vierholmig, verspannt, Rumpfspitze mit K. A.-Blechverkleidung, Führersitz-Sperrholzbeplankung, sonst Stoffbezug.

Triebwerk: Motor mit hängenden Zylindern in Rumpfvorderteil, Holzschraube Z. A. G. I.-N. E. I.[2]) mit direktem Antrieb.

Tragdeck trapezförmig, zweiholmig, zweiteilig, durch je ein Paar, durch Holzleisten stromlinienförmig verkleidete Stahlrohrstreben zu den Rumpfoberholmen abgefangen. Große entlastete Querruder.

Leitwerk entlastet, gewöhnlich; geteiltes Höhensteuer.

Fahrgestell gewöhnlich, Stahlrohre, Gummifederung.

Flügelanschlüsse und wichtige Teile aus Stahl, sonst K. A.

Spannweite	10,94	m
Länge	5,86	m
Höhe	1,73	m
Flügeltiefe: Wurzel	1,71	m
» Enden	1,25	m
Seitenverhältnis	11	
Flügelfläche	15,0	m²
V-Stellung	2,5	°
Leergewicht	180	kg
Flugzeugführer	80	kg
Brennstoffvorrat für 1,5 h	∼7	kg
Fluggewicht	267	kg

[1]) Z. A. G. I. = Zentrales Aero-Hydrodynamisches Institut Moskau.

[2]) N. E. I. = Nicolai Egorowitsch Joukowsky.

Motor: luftgek. 2zyl. Blackburne	18	PS
Flächenbelastung	17,8	kg/m²
Leistungsbelastung	14,8	kg/PS
Flächenleistung	1,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	100	km/h
Landegeschwindigkeit	52,5	km/h
Flugdauer	1,5	h
Flugbereich	150	km

— Motavietta Z. A. G. I.; Samolet 2, Nr. 10 (24), vom Oktober 1925 (1 Sp., 3 Skizzen des Flugzeuges, 2 Lichtbilder). *Sy.*, *H.* 60203.

Hubschrauber. De La Cierva-»Autogiro«-Tragschrauber (kein eigentlicher Hubschrauber, vgl. 51514). Flugfähigkeit beruht auf ganz anderen Vorgängen als bei bisherigen Flugzeugen. Tragflügel sind durch eine große, vierflügelige Tragschraube ersetzt, die durch den Flugwind gedreht wird und Auftrieb gibt. Bläst man nämlich eine sich drehende Luftschraube seitlich an, so werden infolge der verschiedenen Relativgeschwindigkeiten an den beiden Blättern die Resultierenden *R* und *P* erzeugt, s. Abb. 1, deren Zerlegung ein im ursprünglichen Drehsinn wirkendes Kräftepaar ergibt. Da Auftrieb an den Flügeln verschieden, greift Gesamtresultierende nicht in Schraubenmitte an; das störende Kippmoment wird beim Autogiro vermieden durch Drehbarkeit der Tragschraubenflügel in besonderen Scharnieren um tangentiale Achsen, die ihre selbsttätige Einstellung in Resultierende zwischen Auftrieb und Fliehkraft bzw. elastischer Aufhängung erlauben.

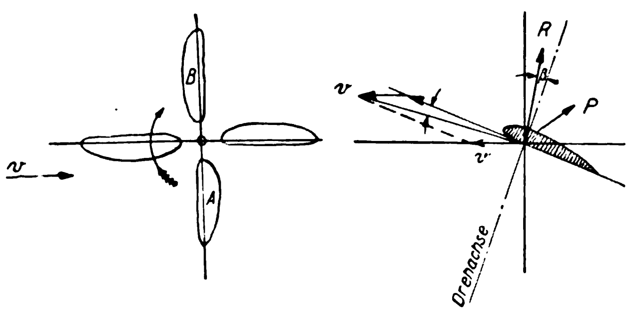


Abb. zu 60204. De La Cierva-Autogiro.

Die zur Luft relative Blattgeschwindigkeit ist bedeutend größer als die Fortschrittgeschwindigkeit des Flugzeugs. Der Steigwinkel ist abhängig von der Fluggeschwindigkeit und dem Winkel zwischen ihrer Richtung und der Tragschrauben-Drehebene, läßt sich also stark verändern; daher Landemöglichkeit auf kleinen Flächen beim Ausschalten der Wagerechtbewegung.

Die Tragschraube ist auf einem kurzen Bock, aus vier Streben über Rumpfmitte, gelagert. Ihre vier Flügel haben zur Drehachse festen Einstellwinkel, sind kugelig in einem Lagerkörper gelagert und durch Drähte und Gummizüge an einem nach oben verlängerten Lagerschaft derart aufgehängt, daß sie sich in die jeweilige Resultierende einstellen können. Anfangsdrehung wird von Hand erteilt, während Vortrieb und damit Flugwind durch einen im Rumpfvorderteil eingebauten Motor mit Zugschraube erzeugt wird.

Rumpf eines gewöhnlichen Avro 504 K ist zur Aufnahme des Tragbocks etwas umgebaut worden; an Unterkante sind außerdem zwei Querruder an langen verstrebten Rohren angebracht, übriges Leitwerk ist beibehalten worden.

Spannweite etwa	1,10	m
Trag-Schraubenblattiefe	0,64	m
Trag-Schraubenblattfläche	3,65	m²
Gesamte Tragschraubenfläche	15,8	m²
Leergewicht	0,405	t
Fluggewicht	0,50	t
Flächenbelastung	33,5	kg/m²
Tragschraubendrehgeschwindigkeit im Wagerechtflug	140	U/min
Sinkgeschwindigkeit bei senkrechter Landung	1,8 bis 3,0	m/s

— De La Cierva Autogiro Achieves More Success; Aviation 19, Nr. 20, vom 16. Nov. 1925, S. 711 bis 712 (4 Sp., 3 Lichtb., 2 Skizzen); Flight 17, Nr. 43 u. 44, vom 22. u. 29. Oktober 1925, S. 683 bis 687 und S. 709 bis 711 (11 Sp., 10 Lichtb., 1 Schaub.). *H.*, *E.* 60204.

Luftschrauben. Reed-Metall-Luftschraube (vgl. 52210) vermeidet bei einfacher Bauweise die für Holzschrauben schädlichen Einwirkungen der Witterung, leichte Verletzbarkeit usw. Reed fand, daß bei hohen Drehzahlen am Flügelschnitt Erscheinungen wie bei Geschossen auftreten: Die verhältnismäßig stumpfe Schneide und die ausgewölbte Vorderseite erzeugen Druckwelle, an Hinterseite entsteht sehr betonte Saugwelle. Wie beim Geschoß kann ihr Einfluß durch Zuschärfen der Eintrittskante und keilförmige Austrittsseite sehr vermindert werden. Dementsprechend besteht Reedschraube aus einem dünnen Duralumin-Streifen (16—25 mm), der in 75 mm Abstand von der Nabe bereits gewünschten Querschnitt hat, dann nach den Enden abnimmt und dort nur etwa 2,5 bis 8 mm dick ist.

Beanspruchungen an der Nabe am größten, etwa 600 kg/cm², die Zugfestigkeit des Materials beträgt etwa 3600 kg/cm². Die Flügel können nach Wunsch gebogen werden; beim Gebrauch wird ihre Steifigkeit durch Fliehkraft erhalten. Schraube kann auch bei starken Verbiegungen wieder ausgerichtet werden.

Kühlung bei Stirnkühlern besser, weil Schraubenstrahl bis dicht an Nabe heranreicht.

— The Reed Metall Propellers; Bulletin Fokker 2, Nr. 1 und 2 vom 1. November 1925 (6 Sp.). *H.*, *E.* 60205.

Material. Schutz von Holz gegen Feuchtigkeit durch Firnis (Auflösung von Gummi oder Harz in Öl oder Alkohol) und Lack (Auflösung »harter« Harzsorten). Kiefernholzprobestücke, Quader von 150 × 150 × 60 mm Kantenlänge mit gebrochenen Ecken, wurden teilweise mit »Valspar Oil Varnish«, teilweise mit anderen Überzügen behandelt, eine Woche getrocknet, 500 bis 1500 h einer Feuchtigkeitsprobe mit gesättigtem Wasserdampf von 15° bzw. 45° oder in Wasser von denselben Temperaturen ausgesetzt, sodann nach einer Ruhezeit im Laboratorium einer ebenso langen Trockenprobe in Luft von 35°.

Der Überzug wurde nach Angabe der Hersteller aufgebracht; vor dem Firnissen wurde das Probestück mit Grundlack oder Porenfüller oder beiden behandelt, sodann gefirnißt.

Ergebnis: Vollkommenen Abschluß von Feuchtigkeit, der es gestattet hätte, den Nässeumsatz in verschiedenen Wachstumsrichtungen getrennt zu untersuchen, gibt es nicht. Jedoch war die Feuchtigkeitsaufnahme trotz merkbarer Unterschiede stets gering, wesentlich kleiner als bei ungeschütztem Holz. Bei Firnis betrug sie nach 500 h höchstens 25 g/cm², nämlich beim Eintauchen in 45° warmes Wasser, sonst war sie niedriger; Trockenprobe zeigte etwa die doppelten Änderungen.

Folgerungen: Gut angewendeter, d. h. nach Grundierung dreifach aufgestrichener Valentines-Ölfirnis kann Kiefernholz gut schützen gegen Änderungen der Feuchtigkeit und Witterungseinflüsse. Vorbehandlung mit rohem Leinöl bietet geringeren Schutz, vor allem gegen warme Feuchtigkeit. Die acht untersuchten holländischen Ölfirnisse, von den Herstellern meist als Öllacke bezeichnet, sind dem »Valspar« gleichwertig; der holländische Porenfüller war dem Valsparfüller etwas überlegen, die eine untersuchte Gummilacksorte war für den Flugzeugbau ungeeignet.

Weitere Versuche: Verhalten anderer Aufstriche, Einfluß der Holzart, des Grundes, verschiedener Zusätze, wie Aluminiumpulver, Graphitpulver, Bariumsulfat, Widerstand von Ölfirnissen gegen starke Bestrahlung, Herstellung von



Normalproben, Anforderungen an Lacke in den Materialvorschriften für die Luftfahrt.
— *E. B. Wolf* und *G. van Ewijk*, Proefnemingen over de bescherming van hout, dat in den vliegtuigbouw gebruikt wordt, tegen vochtwisselingen door middel van vochtafsluitende lagen; Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam, Teil III, 1925, Bericht M 14 A, S. 67 bis 92 (25 S., 1 Skizze, 8 Schaub., 5 gr. u. 2 kl. Zahltaf.); auch in De Ingenieur vom 28. Januar 1925. *E.* 60206.

Mechanik. Inversor von A. Korostelef (s. Abb.) (Z. A. G. I. Moskau), ein ebenes Gelenkviereck, das die bekannte Abbildungsfunktion des Joukowsky-Profils zeichnet (kann von jedem aus vier Pappstreifen und Nadeln

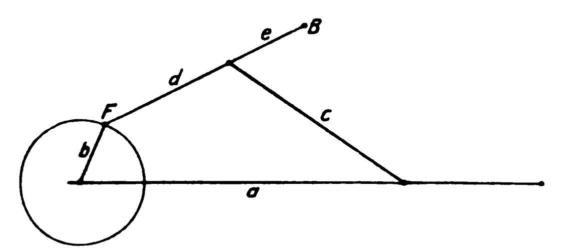


Abb. zu 60207. Inversor von A. Korostelef.

gebaut werden. D. Ber.). Durch entsprechende Änderung der Längen *a*, *b*, *c*, *d* und *e* können Profile mit verschiedenen Wölbungs- und Dickenparameter gezeichnet werden. Die Beziehung der Parameter zu den Längen wird durch Versuch oder rechnerisch bestimmt und, in Zahlentafeln- und Fluchtlinientafelnform (Nomogramme) gebracht, zum Zeichnen von Joukowsky-Profilen mit vorgegebenen Eigenschaften benutzt. Der Inversor wird in dem Z. A. G. I. als Präzisionsapparat ausgeführt zum Zeichnen von Flügelprofilen, insbesondere bei systematischen Untersuchungen mit stetig veränderlichen Parametern gebraucht.

Zum Zeichnen anderer Profilformen (z. B. von S. Japlygin) wird der Führungsstift *F* mit einem (im Bild nicht eingezeichneten) Ellipsographen verbunden. Der Bildpunktstift *B* kann mit einem aufgehängten (Reibungsverminderung!) Pantographen verbunden werden.
— Sonderbericht. Siehe auch teilweise *B. Jurief*, »Dicke Tragflächen«. Zeitschrift Motor (russ.) 1923, S. 28. *Sy.*, *H.* 60207.

Meßgeräte. Auswuchten von Kurbelwellen bei der Packard Motor Car Co. in Detroit, Mich., statisch und dynamisch auf einer »Maschine in einem Arbeitsgang mit hoher Genauigkeit von ungelernten Arbeitern« dadurch, daß die Fehlwucht für jedes Kurbelwellenende getrennt ermittelt und ausgeglichen wird (das bedeutet ein Näherungsverfahren auf Grund der Auswuchtung nach Lawaczeck-Heymann und setzt voraus, daß die dynamische Unbalanz von statischen Unbalanzen in beiden Hälften der Welle vertreten wird! D. Ber.).

Wellenhauptlager ruhen auf kugelgelagerten, nach Höhe und Seite verstellbaren Rollen, die von Gestell getragen werden; dieses wird durch große Blattfeder gestützt (wie bei der Auswuchtmaschine von Schenck in Darmstadt! D. Ber.) und schwingt um zwei Schneiden, die quer zur Wellenachse laufen. Durch elastisch gekuppelten Motor wird Welle über kritische Drehzahl, deren Wert sich am Gestell vorher einregeln läßt, hochgezogen, dann Motor abgeschaltet, Schwingweite gemessen, Gewichte der Ausgleichmasse durch Sonderrechenschieber mit versuchsmäßig zu bestimmender Beizahl ermittelt, an Verschiebegewicht auf der umlaufenden Scheibe eingestellt; durch zweite Beobachtung ergibt sich der Winkel zwischen Unbalanz und Verschieberichtung gleichfalls mittels des Rechenschiebers. Dieser Winkel wird durch Drehen der Scheibe zu Null gemacht; dann muß der dritte Lauf keinen Schwingungsausschlag mehr ergeben, falls die Scheibe nach der richtigen Seite gedreht wurde; endgültiger Gewichtsausgleich durch Abdrehen gleichmäßiger Schichten an der inneren Abschrägung der Kurbelarme nach besonderen Zahlentafeln, die von Versuchen herrühren.

Maschinen, Rechenschieber und Zahlentafeln stellt die Gisholt Machine Co., Madison, Wis., her.

»Ein Arbeiter kann .... täglich 75 Kurbelwellen prüfen und nachprüfen.« Bei mehrfach gekröpften Wellen werden die äußeren Kurbeln schwerer gehalten, um das Auswuchten zu vereinfachen.
— Ausbalancieren von Kurbelwellen; Zeitschrift des Mitteleuropäischen Motorwagen-Vereines **26**, Nr. 12 vom 1. Dezember 1925, S. 282 bis 284 (5 Sp., 4 Lichtb.). *E.* 60208.

Meßgeräte. Kruppsche Mikrotastgeräte für genauere Messungen von Bohrungen, Durchmessern usw., bestehen im wesentlichen aus einem Tastbolzen, dessen Stellung durch einen einzigen, auf Schneiden gelagerten Hebel mit Zeiger auf einem Zifferblatt angezeigt wird. Die Widerlager der Schneiden sind zwecks Erzielung scharfer, sehr genauer Berührungslinien zweiteilig, wodurch praktisch gleit- und spielfreie Lagerung bei geringster Reibung gewährleistet ist.

Zwei einstellbare Grenzmarken gestatten die Kennzeichnung des Abmaßfeldes oder der Null; feste Nullmarke nicht vorgesehen, weil die Zeigernullstellung überall innerhalb der Teilung gewählt werden kann. Bei Verwendung der Mikrotaste zu Sonderzwecken wird eine Tastfassung vorgeschaltet, je nach dem kann dann Tastkugel oder Tastspitze aufgesetzt werden.

Mikrotast-Lochlehre gestattet, gegenüber anderen Lehren, das Maß zwischen Schleifzugabe und Fertigmaß festzustellen. Außerdem lassen sich dank der Meßanordnung, an drei Ecken einer Meßplatte Stützkuppen, an vierter Meßriegel, Abweichungen von Kreisform sehr genau feststellen; Verlängerungsstange gestattet auch Verwendung bei tiefen Bohrlöchern.
— *Bartholdy*, Kruppsche Mikrotast-Geräte, Kruppsche Monatshefte **6**, Nr. 10 u. 11, vom Oktober u. November 1925, S. 202 bis 203 und 218 bis 222 (11 Sp., 2 Abb. des Geräts und seiner Einzelteile, 4 Skizzen der Wirkungsweise). *H.*, *E.* 60209.

Meßgeräte. Lichtbildvermessung von Flugbahnen am besten mit Laufbildgerät, das vom Flugzeug in Windrichtung überflogen wird. Bei bekannter Brennweite und Flugzeugspannweite liefert die Bildgröße unmittelbar Abstand und, bei Mitaufnahme des Horizontes oder eines gleich hohen Gegenstandes, Höhe; den Abstand mit einer Genauigkeit, die seinem Quadrat verhältig ist und bei 50 mm Brennweite, 12,5 m Spannweite und 500 m Abstand 8 m (1,6 vH) beträgt. Größere Brennweite (z. B. 720 mm) gibt höhere Genauigkeit ($^1/_3$ vH bei 1,5 km Abstand).

Häufung der Messungen für größere Abstände empfiehlt sich für den Ausgleich der Kurven. Die Bildfolge beträgt nicht 15 bis 18, sondern etwa nur 2 Bilder in 1 s.

Zeitmessung mittels Sekundenuhr, die man durch Hohlspiegel von 10facher Brennweite des Objektivs als Kreis von etwa 5 mm Durchmesser in eine Bildecke projiziert. Wird große Genauigkeit gefordert, so empfiehlt sich Uhr mit 3 s Umlaufzeit, deren Zeigerstellung bei $^1/_{60}$ s Belichtungsdauer verschwommen erscheint, aber durch Mittelnehmen $^1/_{100}$ s Genauigkeit gewährleistet.

Auswertung durch Aufmeßmikroskop von Leitz, das mit Nonius-Ablesung an zwei zueinander senkrechten Teilungen 0,05 mm, mit Okularmikrometer je nach Korngröße des Bildstreifens etwa 0,02 mm Genauigkeit liefert.

Anwendung: Vor allem zum Bestimmen der Anlauflänge von Wasserflugzeugen, wo Abschreiten nicht möglich ist; Verhalten bei Start und Landung, Geschwindigkeitsmessungen mit Höhenkontrolle und Steigfähigkeit in Bodennähe.



Messungen an einem Aufklärungsflugzeug ergaben 104 m Anlauflänge, 8,7 s Anlaufzeit; von der 15. bis zur 25. s wurden 240 m zurückgelegt, daher mittlere Geschwindigkeit 24,0 m/s, bei Windstärke 7,5 m/s, also Eigengeschwindigkeit 31,5 m/s = 113 km/h. 300 m nach dem Abheben war die Höhe 3,5 m, Steiggeschwindigkeit also 6,2 m/s.

Anwendbar auch zur Geschwindigkeitsmessung anderer Fahrzeuge, z. B. von Schiffen. Hier kann Bildgerät an Bord genügen und der bekannte Abstand zweier Küstenpunkte aufgenommen werden.

— *A. G. von Baumhauer*, Fotografische tijdstudies van vliegtuigbanen; Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam, Teil III, 1925, Bericht V 79, S. 93 bis 108 (13 S., 2 Lichtb. und 4 Skizz. von Versuchsanordnung und Meßbeispielen, 1 Schaub. von Ergebnissen); auch De Ingenieur Nr. 11 vom 14. März 1925. *E.* 60210.

Motoren. Kühlwirkung zweier Ohrenkühler des Flugzeuges Fokker C IV, die sich durch die Bauart unterscheiden: die an Ein- und Austrittseite sechseckigen Kühlröhrchen waren bei der gewöhnlichen Ausführung im Mittelteil kreisrund, bei der André-Bauart von länglich sechseckigem Querschnitt mit runden Einbuchtungen im Mittelteil der länglichen Rechteckflächen.

Untersuchungsverfahren: Da sich im Windkanal eine bestimmte Menge warmen Wassers dem Kühler schwer zuführen ließ, da bei der einfacheren Untersuchung eines mit ruhendem Warmwasser gefüllten Kühlers der wesentliche Gesichtspunkt der Wassergeschwindigkeit außeracht bleibt, wurde der Ausweg gewählt, einen Teil des Kühlers dem Luftstrom des Gebläses mit kegelförmig erweiterter Düse auszusetzen und den Rest mit Watte abzudecken. Das warme Wasser lieferte ein BMW-Motor in regelbarer Menge.

Gemessen wurde: Wassertemperatur vor und hinter dem Kühler mit Thermometern, Wassermenge im Zufluß, Luftgeschwindigkeit vor und hinter dem Kühler durch zwei Pitotrohre, die durch Dreiweghahn mit einem Mikromanometer verbunden waren. Der statische Druckunterschied ergab die Durchströmgeschwindigkeit; zur Ergänzung wurde im Windkanal die zugehörige Umströmungsgeschwindigkeit der Außenluft ermittelt.

Auswertung: Die in der Zeiteinheit abgeführten Wärmemengen, auf die Flächeneinheit bezogen, sind für beide Kühler nicht vergleichbar, lassen sich aber nach amerikanischen Messungen auf gleichen Temperaturunterschied zwischen Luft und Wasser und gleiche Luftgeschwindigkeit umrechnen; denn die Wärmemenge ist beiden Größen verhältig.

Ergebnisse: Der zweite Kühler gibt um ein Drittel mehr Wärme ab. Durch zahlreiche Ablesungen während der Versuchsdauer war die größte Fehlerquelle, ungenaue Temperaturbestimmung, zu beseitigen, so daß bei verschiedenen Wassergeschwindigkeiten der gleiche Unterschied zwischen beiden Kühlern herauskommt.

Vergleich: Der zweite Kühler ist leer 1½mal so schwer, seine Luftröhrchen geben auch größeren Luftwiderstand. Der Vorteil größerer Wärmeabgabe wird aber auch unter den ganz anderen Betriebsbedingungen des Fluges noch erhalten bleiben.

— Onderzoek van de koelwerking van twee verschillende koelers voor het Fokker C IV vliegtuig; Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Amsterdam, Teil III, 1925, S. 109 bis 120 (9½ S., 7 Skizz. der Versuchsanordnung, 2 Zahltaf.); auch De Ingenieur, Nr. 16 vom 28. April 1925. *E.* 60211.

Motoren. Luftgekühlte Morehouse-Motoren von 30 und 60 PS, deren amtliche Prüfungen vor einem Jahr stattfanden, entworfen von Harold E. Morehouse, sollen jetzt von der Wright Aeronautical Corp., Paterson, N.J., gebaut werden.

Zylinder liegend, aus Gußeisen mit angegossenen Kühlrippen.

Kolben aus Aluminium mit vier Kolbenringen, Bolzen drehbar in Kolben und Pleuelstange.

Ein- und Auslaßventile, auswechselbar, durch Kipphebel, Stoßstangen und zur Kurbelwelle paralleler Nockenwelle angetrieben.

Kurbelwelle aus Chrom-Nickelstahl mit zwei unter 180° versetzten Kurbeln.

Pleuelstangen aus Duralumin mit stählernen Lagerdeckeln.

Aluminiumgehäuse mit angegossenem Ölsammler. An Vorderseite großer runder Deckel, in dessen Mitte Kurbelwellenlager.

Magnetzündung.

Preßschmierung.

Bohrung	95,25 mm
Hub	92,1 mm
Zylinderinhalt	1,31 l
Zylinderzahl	2
Leistung	30 (28) PS
Drehzahl	2500 U/min
Gewicht	41 kg
Leistungsgewicht	1,37 kg/PS
Einheits-Brennstoffverbrauch	0,23 kg/PSh

Motor soll als Zwillingsmaschine ausgebildet werden, derart, daß zwei 30 PS-Motoren übereinander, durch gemeinsames Kurbelgehäuse, in dem außerdem eine Untersetzung eingebaut, verbunden werden. Zylinderzahl 4, Leistung 60 PS, Gewicht 82 kg.

— Wright Aeronautical Corp. to Manufacture the Morehouse Engine; Aviation 19, Nr. 20, vom 16. November 1925, S. 719 (1½ Sp., 1 Lichtb.). *H., E.* 60212.

Motoren. Luftgekühlte Sternmotoren.

Kühlung muß besonders sorgfältig ausgebildet werden, um örtliche Spannungen, die bei Temperaturunterschieden auftreten, zu vermeiden; daher sollen alle zu kühlenden Teile in ununterbrochenem Luftstrom liegen.

Auspuffführung bietet besondere Schwierigkeit; am besten ist ringförmige Auspuffleitung, in die einzelne Zylinderleitungen münden, mit zwei Auslaßöffnungen, genügend große Rohrquerschnitte und -Krümmungshalbmesser; Zuleitungen müssen sich ausdehnen können.

Schmierung: Lage des Öltanks wichtig, da er nicht zu hoch liegen darf, um Ölverluste bei Stillstand zu vermeiden. Absperrhahn zwischen Tank und Ölpumpe, der mit Benzinhahn verbunden ist. Große Krümmungen, Ausgleichteile. Bei neuen Motoren ist große Durchflußgeschwindigkeit erwünscht, daher oft Ölkühler nötig.

Vergasung in großen Höhen schwierig. Vorwärmung durch Abgase oder Öl, letzteres besser, doch Kondensation und Gefrieren auch hierbei nicht völlig vermeidbar.

Befestigung am Flugzeug sollte einheitlich erfolgen: sie muß besonders sorgfältig ausgebildet werden, um alle Beanspruchungen aufnehmen zu können. Genaue Kenntnis des Gewichtes, des Schwerpunktes und der Tangentialdrücke wichtig.

Das Trägheitsmoment des Jupitermotors bestimmt Bristol derart, daß der Motor mit senkrechter Kurbelwelle, Schraube unten, an drei gleichlangen parallelen Drähten, aufgehängt wird, durch Einstellschrauben eingeregelt. Die Zeit von 50 vollen Schwingungen wird gemessen und mit Hilfe des Gewichtes und der Länge der Aufhängedrähte das Trägheitsmoment bestimmt.

Bei Lagerung auf Bolzen, sorgfältige Nachrechnung. Hohle, keglige Bolzen oder kugelige Lagerung sehr gut. Bei Lagerung auf Füßen muß die Lagerplatte eben und innige Berührung gesichert sein.

— *Roy Fedden*, Installation Problems of Radial Air-Cooled Engines; Flight 17, Nr. 49, vom 3. Dezember 1925, S. 799 bis 800 (4 Sp.). *H., E.* 60213.

Motoren. Vaslinmotor, Muster V. 6-B und 6-C, für Leichtflugzeuge von Henri Vaslin, Choisy, entworfen, gebaut bei Louis de Monge, Issy les Moulineaux.



Zylinder aus Sonderstahl in einem Stück gefertigt. Kühlmäntel aus dünnem Stahlblech angeschweißt.

Jeder Zylinder hat ein, unter 45° geneigtes, Ein- und Auslaßventil von 42 mm Durchmesser; Auslaßventile aus S.O.S.-Stahl. Ventilantrieb durch Schwinghebel, Stoßstangen und durchlaufende Nockenwelle.

Kurbelwelle mit 6 Kurbeln, aus einem Stück, ist fünffach gelagert, Außenenden auf Kugellagern. Am Vorderende kegeliger Teil zur Befestigung der Schraube, bei unmittelbarem Antrieb, oder eines Zahnrades, bei zwischengeschalteter Untersetzung. Am Hinterende keglig aufgekeiltes Zahnrad als Antrieb für Pumpen, Zündapparate usw., dahinter Angriff für Anlasser.

Zündung durch zwei Magneten, für je 3 Zylinder einer; dadurch wird Magnetdrehzahl auf 3/4 der Motordrehzahl herabgesetzt, anstatt des 1½fachen bei Verteilung auf 6 Zylinder.

	V. 6-C	V. 6-B	Maß
Bohrung	75	75	mm
Hub	86	86	mm
Zylinderzahl	6	6	
Hubraum eines Zylinders	0,38	0,38	l
Hubraum des Motors	2,28	2,28	l
Verdichtungsraum	0,080	0,084	l
Verdichtungsverhältnis	5,73—6,3	5,5—5,8	
Leistung	52	44	PS
Drehzahl	2600	2200	U/min
Trockengewicht	77	80	kg
Leistungsgewicht	1,48	1,8	kg/PS

— *Gaston Ferlay*, Les 6 cylindres Vaslin V. 6-B et V. 6-C., L'Aérosports **14**, Nr. 399 (2 Sp, 1 Lichtbild, Zahlenangaben). *H.*, *E.* 60214.

Ortung. Das Behmluftlot, vgl. 50816, erlaubt bis auf 0,1 m genaue Höhenmessungen, auch in unmittelbarer Bodennähe, in Abständen von 0,5 s.

Die Schallwellen eines vom Flugzeug abgegebenen Lotschusses oder Tones kehren vom Boden als Echo zurück. Die verstrichene Zeit wird selbsttätig bis auf 0,0001 s genau gemessen und die Höhenlage angezeigt. Auf einer Höhenteilung bewegt sich im Augenblick des Abschusses ein Lichtpunkt von der Nullinie aus geradlinig nach oben; bei Rückkehr der Schallwellen wird der Lichtpunkt, dessen Nachbild eine Zeitlang sichtbar bleibt, plötzlich seitlich abgelenkt, der entsprechende Skalenstrich gibt die Höhenlage an.

— Das Behmluftlot für Flugzeuge; Flugsport **17**, Nr. 22, vom 11. November 1925, S. 441 bis 444 (3½ S., 3 Lichtb. des Lotes, 6 Meßbilder). *H.*, *E.* 60215.

Strömung. Zirkulationstheorie des Flugzeugauftriebes: die Widersprüche der Zähigkeitströmung einer Flüssigkeit, die an den Wänden der Körper haftet, und der Potentialströmung, die an den Wänden entlang gleitet, werden durch Annahme einer Schicht, die sich aus einer Abschätzung nach den Strömungsgleichungen zäher Flüssigkeiten als dünn ergibt, überbrückt.

Unendliche Geschwindigkeiten an der scharfen Tragflügelhinterkante werden dadurch vermieden, daß eine Zirkulation entsteht, die den Staupunkt dorthin verschiebt. Ist vorn und hinten je eine scharfe Kante, so entstehen abwechselnde Vor- und Rückzirkulationen, die zu der Ablösung der Widerstandswirbel führen. (Die Betrachtungen sind in Deutschland seit langem als Prandtls Grenzschichtentheorie bekannt. D. Ber.).

— *Harold Jeffreys*, On the Circulation Theory of Aeroplane Lift; Philosophical Magazine (6) **50**, Nr. 298, 1925, S. 815 bis 819 (3½ S.). *E.* 60216.

Strömung. Der neue »kleine« Windkanal der Z. A. G. I. Moskau hat 0,3 m Durchm. und 200 m/s Höchstströmungsgeschwindigkeit, Kennwert 0,6 m²/s, verwendet Luft bei normalem Druck (15° C, 760 Hg), doch ist auch Druckluftanwendung möglich; er wird zur Untersuchung von Infanteriegeschossen benutzt. Dichteänderung der Luft um den Körper (Dichte-Spektrum) wird mittels Interferometer und Kammer bzw. Laufbildgerät untersucht. Berücksichtigung des Bairstowschen Gesetzes nötig, da Höchstströmungsgeschwindigkeit ~ 60,8 vH der Schallgeschwindigkeit.

Der neue im Bau befindliche »große« Windkanal der Z. A. G. I., Bauart Eiffel, hat 3 m Durchm. und 60 m/s Höchstströmungsgeschwindigkeit. Luft bei normalen Verhältnissen, Kennwert 180 m²/s. Joukowsky-Schraubengebläse. Gebläsemotor mit Leonhard-Schaltung. Stromzufuhr vom Überlandkraftwerk bei Moskau.

— Sonderbericht. Lichtbild des Modells der neuen »großen« Windkanalanlage siehe Samolet **2**, Nr. 9 (23) vom September 1925, S. 35. *Sy.*, *H.* 60217.

Unterbringung. Elektrizität in Rohrleitungen flüssiger Kraftstoffe.

Beim Durchpressen von Flüssigkeiten durch metallene Rohre, Ventile u. dgl. kann es zu Ansammlungen großer Elektrizitätsmengen kommen, wenn die Flüssigkeit ein Isolator oder sehr schlechter Leiter ist. Zur Funkzündung wäre ein Schließungsfunken von mindestens 300 V Spannung erforderlich.

Bei zahlreichen Versuchen an der Technischen Hochschule Charlottenburg wurden Ladungen des Benzins von 100 bis 1200 V beobachtet; diese Spannung würde völlig ausreichen ein Benzindampf-Luftgemisch zur Explosion zu bringen. Die Versuche sind dabei nur mit 0,2 l Benzin vorgenommen worden. Bei großen Tankanlagen sind also Spannungen von 1000 V möglich, die dann bei Anlagen ohne zwangsläufigen Schutzgasbetrieb Entzündungen herbeiführen können. Erdung der Tanks ist ohne günstigen Einfluß, weil sie entgegengesetzte Ladung des Behälters beseitigt.

Explosionen trotzdem nicht häufig, da sie vom Mischungsverhältnis zwischen Luft und Benzin abhängig, und besonders im Sommer der Sättigungsgrad einem über der oberen Explosionsgrenze liegendem Benzindampfgehalt entspricht.

Wichtig ist Bereithalten genügender Feuerlöschmittel; unter denen unter anderem Tetrachlorkohlenstoff sehr brauchbar, da es gleichzeitig absoluter Nichtleiter für elektrischen Strom ist.

— *Bruno Müller*, Die Bildung von Elektrizität in Rohrleitungen für flüssige Kraftstoffe; Auto-Technik **14**, Nr. 23 vom 15. Nov. 1925, S. 20 (2 Sp.). *H.*, *E.* 60218.

Unterricht. Vorlesungen über Luftfahrt. Wintersemester 1925/26.

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Darmstadt.		
Eberhard	Flugtechnik	2	2
Eberhard	Höhere Aerodynamik	2	2
Eberhard	Luftschiffahrt	2	2
Eberhard	Theorie und Berechnung von Luftschrauben	2	—
	Technische Hochschule München (außerhalb des Hochschulprogramms).		
Ebert	Einführung in die Mechanik des Fliegens	2	—
Schrön	Flugmotoren		
Weidinger	Flugzeugbau und Meßinstrumente	2	—

— Ergänzung zu 52210, nach Sonderberichten. Im dortigen Hinweis ist »25/16 Anh.« zu streichen. *H.*, *E.* 60219.



Unterricht. Vorlesungen über Luftfahrt an den Technischen Hochschulen. Sommersemester 1926 (vorläufiges Verzeichnis).

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármán	Flugzeugbau: Flugmotoren und Luftschrauben	3	3
v. Kármán	Flugtechnisches Seminar	—	1
	Technische Hochschule Berlin:		
Becker	Kraftfahrzeuge und Leichtmotoren (Fahrzeugmotoren, Flugmotoren)	2	—
Becker	Entwerfen von Kraftfahrzeugen und Leichtmotoren	—	4
Becker	Betriebsübungen an Leichtmotoren und Kraftfahrzeugen	—	
Everling	Luftverkehr und Flugbetrieb (einschließlich Wetterdienst)	1	—
Everling u. Koppe	Übungen an Luftfahrt-Meßgeräten	—	2 (14 tg.)
Everling	Modellversuche	1	—
Föttinger	Strömungslehre II (Auftrieb und Widerstand)	2	2
Hoff	Flugzeugbau II	2	2
Hoff	Entwerfen von Flugzeugen	—	2
Hoff	Übungen in der Deutschen Versuchsanstalt Adlershof	—	4
Hoff	Ausgewählte Kapitel aus dem Flugzeugbau	—	2
Koppe	Navigation II (Astronomische Ortsbestimmung)	1	—
Koppe	Wettervorhersage	—	2 (14 tg.)
Krainer	Entwerfen von Propellern	—	4
Eugen Meyer	Ausgewählte Kapitel der höheren technischen Mechanik	2	—
v. Parseval	Ausgewählte Kapitel aus der Flugtechnik	2	—
Romberg	Grundlagen der Verbrennungskraftmaschinen (Automobil-, Schiffs- und Flugmotoren)	4	4
	Technische Hochschule Braunschweig:		
Eisenmann	Verbrennungskraftmaschinen (Motorenbau)	2	—
Eisenmann	Übungen im Flugzeugbau	—	4
	Technische Hochschule Breslau:		
Milarch	Aerostatik	1	—
Milarch	Die Entwicklung der Luftfahrt	2	—
	Technische Hochschule Danzig:		
Flügel	Strömungsphysik und Seminar für Strömungsphysik	2	2
Flügel	Theorie des Widerstands u. Auftriebs nebst Seminar	1	1
Flügel	Propeller	2	2
Flügel	Größere Arbeiten im Institut für Hydromechanik	—	
Lorenz	Hydromechanik	2	2
Lorenz	Übungen im Materialprüfen	—	4
Lienau	Statik der Schiffsgefüge	2	—
Lienau	Übungen in Statik der Schiffsgefüge	—	2
Lienau	Statik und Bau von Segelflugzeugen	1	—
Mangold	Fahrzeug- und Flugzeugmotoren	2	—
Mangold	Entwerfen von Fahrzeug- und Flugzeugmotoren	—	2
Werner	Schiffstheorie (Stabilität und Bewegungsvorgänge auch bei Luftschiffen)	2	2
	Technische Hochschule Darmstadt:		
Eberhardt	Luftschiffahrt	2	2
Eberhardt	Flugtechnik	2	2
Eberhardt	Allgemeine Vorlesung über das gesamte Gebiet der Luftfahrt	2	
Eberhardt	Mechanik des Vogelflugs	1	—
Eberhardt	Fahrten im Freiballon. Während der Fahrt praktische Übungen in aeronautischer und meteorologischer Instrumentenkunde	—	
v. Löw	Kraftwagenbau und -betrieb, Motorenvergaser, Zünd-, Licht- und Anlaßmaschinen, Kühl- und Ölorgane	2	
Schlink	Ausgewählte Kapitel aus der höheren Aerodynamik	1	—
Hollatz	Luftfahrtsrecht	1	—
	Technische Hochschule Hannover:		
Pröll	Bau und Betrieb von Flugzeugen und Motorluftschiffen	2	—
Pröll	Statik der Flugzeuge	1	—
Pröll	Flugzeugdynamik	1	—
Pröll	Übungen im Entwerfen von Flugzeugen	—	6
	Technische Hochschule München:		
Schrön	Leichte Verbrennungsmotoren (Fahr- und Flugmotoren)	2	—
Schrön	Entwerfen von leichten Verbrennungsmotoren	—	4
Thoma	Praktikum im Hydraulischen Institut	—	2
Thoma	Hydraulisch-Aerodynamisches Seminar	—	2
Thoma	Anleitung zur Ausführung selbständiger Arbeiten im Hydraulischen Institut	—	
	Technikum Strelitz:		
Schwengler	Statik und Konstruktion der Luftfahrzeuge	4	—
	Technische Hochschule Stuttgart:		
v. Hammer	Direkte Zeit- und geographische Ortsbestimmung	1	1
Kamm	Ausführliche Behandlung wichtiger Fragen des Kraftfahrzeugbaus einschl. Flugzeugmotoren	4	—
Kamm	Maschinenkonstruktion auf dem Gebiet der Kraftfahrzeuge und Fahrzeugmotoren	—	4
Kamm	Übungen im Laboratorium für Luft- und Kraftfahrwesen	—	8 Halbtage
Schrenk	Flugzeuge und ihre konstruktiven Einzelheiten	2	—

— Sonderberichte, um ergänzende Mitteilung wird gebeten.
H. 60220.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

3. Heft 13. Februar 1926 17. Jahrgang

Die WGL-Ausstellung in Düsseldorf 1926.

Von G. Krupp.

Zum ersten Male seit dem Kriege soll der Bevölkerung der Rheinlande in einer Luftfahrtausstellung im Rahmen der »Gesolei« Düsseldorf Mai—Oktober 1926 ein Überblick gegeben werden über all die Gebiete der Wissenschaft und Praxis, die gemeinsam im Dienste der Luftfahrt stehen. Es wird aus dem Gezeigten zu ersehen sein, wie gerade im Flugwesen Gelehrte und Praktiker zusammenarbeiten müssen, wie einer ohne den anderen nur halbe Arbeit leisten kann. In steter gegenseitiger Ergänzung müssen Wissenschaftler, Konstrukteur und Flugzeugführer einander in die Hände arbeiten.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt (WGL) betrachtet es als ihre Hauptaufgabe, diese Zusammenarbeit nach Kräften zu fördern. Sie stellt gewissermaßen den Mittelpunkt dar, in dem alle Fäden zusammenlaufen und ist daher vielleicht am besten in der Lage, der Allgemeinheit die Wechselwirkung dieses Schaffens klar vor Augen zu führen. Mit dem Aufbau und der Leitung der Luftfahrtausstellung wurde meine Wenigkeit als Geschäftsführer der WGL betraut.

Da für die Durchführung in erster Linie der Gedanke maßgebend war, daß der Laie auch wirklich verstehen kann, was er sieht, so wurde zuerst eine Abteilung vorgesehen, in welcher »der Werdegang eines Flugzeuges« dargestellt wird. Dieselbe wird bearbeitet durch die »Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt« (DVL) unter der Leitung von Herrn Prof. Dr.-Ing. Hoff. An Hand der Ausstellungsgegenstände kann man verfolgen, wie zunächst die aerodynamische Forschung bestrebt ist, für alle Teile des Flugzeuges, die dem Fahrtwind ausgesetzt sind, die Formen herauszufinden, die den geringsten Luftwiderstand besitzen bzw. die größte Auftriebskraft erzeugen. Der eigentliche Bau des Flugzeuges beginnt dann mit der Auswahl der geeigneten Rohmaterialien in Holz und Metall und man wird vertraut gemacht mit der Art und Weise wie man die Güte und Brauchbarkeit eines Materials prüft und beurteilt. Weiterhin wie das Rohmaterial dann bearbeitet wird, wie Holme und Rippen, Rumpfspanten und sonstige Bauteile angefertigt und auf ihre Festigkeit geprüft werden. Daneben die Herstellung von Metallteilen, die bei Holzflugzeugen zur Verbindung der Bauteile verwendet werden. Die Entstehung von Flugzeugleinen und das Präparieren des Stoffes vervollständigen das Bild. An Modellen wird zu sehen sein, wie der Rumpf zusammengebaut und wie schließlich die Zelle, d. h. das Flugzeug ohne Motor, fertig montiert und ebenfalls auf Festigkeit geprüft wird.

Danebenher geht die »Entstehung des Motors« vom Rohmaterial, dessen Festigkeitsprüfung bis zum fertigen Motor, wobei man sich jedoch hier auf die wichtigsten Teile desselben beschränken muß, da man sonst eine Ausstellung für den Motor allein veranstalten müßte, wozu aber leider kein Platz ist. Der Werdegang des Flugzeugs wird vervollständigt durch die Gruppe »Propeller«. Neben der Entstehungsweise der Holzpropeller werden dort die verschiedenen Arten der Metallpropeller zu sehen sein, wodurch gleichzeitig auf die neuesten Bestrebungen im Luftschraubenbau hingewiesen wird.

Im Anschluß an diese Abteilung werden die »Instrumente« gezeigt werden, die im Flugzeug notwendig sind zur Bestimmung der Höhe, Geschwindigkeit, zur Orientierung, Verständigung usw. Aber auch die Instrumente, die zur Flugplatzausrüstung gehören, werden ausgestellt; in erster Linie solche, die für die Meteorologie bestimmt sind und deren Zusammenstellung Herr Professor Polis, Aachen, übernommen hat. Weiterhin folgen die Einrichtungen, die dem Piloten die Windrichtung anzeigen sowie Nachtbeleuchtungsvorrichtungen und FT-Gerät.

Mit zu den Hauptanwendungsgebieten der Luftfahrt gehört die Herstellung von Luftaufnahmen. Deshalb wurde diesen eine eigene große Abteilung »Luftbild« gewidmet, deren Bearbeitung von Herrn Dr. Ewald in die Hand genommen wurde und nach folgenden Gesichtspunkten zusammengestellt wird: Das Luftbild als Anschauungsmittel zu Werbezwecken, beim Unterricht, Stereoskopie und Wolkenaufnahmen. Dann die wirtschaftliche Verwertung des Luftbildes bei Landesaufnahme, Land- und Forstwirtschaft, Straßen-, Eisenbahn- und Wasserbau, Siedlungswesen, Industriebau, Meliorration und Erkundung eines Landes. Außerdem Luftbildmessung, dargestellt durch die verschiedenen Aufnahmearten und Aufnahme- bzw. Auswertegerät. Zum Schluß seien noch Aufnahmegeräte für Films erwähnt sowie Reliefs, die mit Höhenschichtkarten hergestellt werden. Mancher nicht Eingeweihte wird erstaunt sein, wie vielseitig die Luftaufnahme Verwendung findet und wie rasch sie sich durchsetzen konnte, da sie ja unvergleichlich wirtschaftlicher und bequemer ist als die zeitraubende nur terrestrische Aufnahmeart.

In dem Raume der »Luftschiffe« werden Schütte-Lanz, die Luftfahrzeug-Gesellschaft und der Luftschiffbau Zeppelin vertreten sein und Modelle, Bilder und Einzelteile von Schütte-Lanz, Parseval und Zeppelin-Luftschiffen bringen, die jedoch meist nur noch historisches Interesse haben, da ja unser Luftschiffbau vollkommen darniederliegen muß.

In der Abteilung »Segelflug« wird der Besucher das Wesentlichste über diesen schönsten Sport der deutschen Jugend finden. Er wird in Modellen die Abhänge der Wasserkuppe betrachten können, wo die großen motorlosen Vögel ihre stolzen Kurven ziehen und die Dünen von Rossitten, wo sie, über dem leuchtenden Sand an der Küste der Ostsee entlang neue Weltrekorde aufstellten. Man wird ferner die Flugzeuge selbst in Modellen sehen und auf Grund zahlreicher Aufnahmen sich ein Bild machen können, wie man ohne Motor fliegen kann.

Ein weiterer Raum wird für die jüngere Generation von besonderem Interesse sein; denn dort wird »Der Werdegang des Fliegers« selbst gezeigt, was er für Vorbedingungen zu erfüllen hat, um zum Schulen zugelassen zu werden, wo er ausgebildet wird und welche Prüfungen er abzulegen hat. Auch werden im Rahmen der medizinischen Forschung eine Anzahl Tafeln von Dr. Koschel ausgestellt, die die Wirkungen der sogenannten Höhenkrankheit auf die geistigen Fähigkeiten der von ihr Befallenen veranschaulichen.

Das Reichsverkehrsministerium stellt statistisches Material in der Abteilung »Luftverkehr und Statistik« aus, und an Hand von Tafeln wird außerdem das gesamte deutsche Luftverkehrsnetz wiedergegeben.

Zur Vervollständigung dieses Teiles der Ausstellung wird noch die »Luftfahrt-Literatur« zusammengestellt werden, so daß sich jeder einzelne informieren kann über die in den verschiedenen Fachgebieten erschienenen Werke.

Während bisher in erster Linie die Wissenschaft zu Worte kam sowie die Arbeitsgebiete in Laboratorium und Werkstatt von ganz allgemeinen Gesichtspunkten aus, d. h. ohne sich beispielsweise an irgendein bestimmtes Flugzeug zu halten, sollen in einer anschließenden Abteilung, die rein der Praxis gewidmet ist, alle bisher gebräuchlichen Flugzeugtypen vom Segelflugzeug bis zum Großverkehrsflugzeug an Hand von Originalflugzeugen vorgeführt werden. Hier kann sich der Besucher unmittelbar davon überzeugen, wie all die Ergebnisse der Forschung und der Wissenschaft in der Praxis angewendet werden und auch der Laie wird nach einem Gang durch die Ausstellung der WGL ein Flugzeug mit anderen Augen ansehen als bisher. Er wird in Zukunft

aber auch restloses Vertrauen in dasselbe setzen; denn er kann sich ja selbst davon überzeugen, wie eingehend jedes einzelne Material und alle Konstruktionsteile geprüft werden, bevor sie zum Einbau freigegeben werden.

Durch diese Zeilen sollen natürlich noch nicht alle einzelnen Ausstellungsgegenstände festgesetzt werden, sondern wir wollen damit der Allgemeinheit ein vorläufiges Programm unterbreiten, um die Aufmerksamkeit weiter Kreise auf diesen Sonderzweig der »Gesolei« schon von vornherein zu lenken.

Gleichzeitig möchten wir schon erwähnen, daß während der ganzen Ausstellung Herr Dipl.-Ing. Manigold als Vertreter der WGL anwesend sein wird, der auf Grund der Erfahrungen der Deutschen Verkehrs-Ausstellung München 1925 Führungen durch die Luftfahrt-Ausstellung veranstalten sowie zu allen Auskünften jederzeit bereit sein wird.

Flugversuche in McCook-Field.

Beschreibung der zurzeit bei Flugversuchen an Neukonstruktionen angewandten Meßmethoden.

Von E. H. Barksdale.[1])

Die durch den Army Air Service in McCook-Field durchgeführten Flugversuche haben zwei Hauptzwecke:

1. Messung der Leistungen an neu gelieferten Flugzeugtypen, um festzustellen, ob die vertraglich festgelegten Bedingungen erfüllt wurden,
2. Untersuchungen an Flugzeugen um gewisse Vergleichsdaten zu erhalten, wie beispielsweise die Leistungen gleicher Flugzeuge mit verschiedenen Propellern oder verschiedenen Motoren, und ferner gewisse wissenschaftliche Untersuchungen in bezug auf Stabilität, Lastvielfache usw.

Diese Versuche werden durch die Versuchspiloten der Flugabteilung der Engineering Division durchgeführt. Sie erfordern große Sorgfalt. Ihre Durchführung ist wie folgt: Wenn ein neu eingetroffenes Flugzug fertig aufgebaut ist, wird es zunächst geflogen, um die Leistungen von Flugzeug und Motor unter normalen Bedingungen festzulegen. Anschließend erfolgt die Messung der maximalen Bodengeschwindigkeit über einer Meßstrecke. Die verschiedenen Einzelversuche, die zur Ermittlung der Leistungen erforderlich sind, zerfallen in

1. Maximalgeschwindigkeitsprüfung,
2. Eichung des Geschwindigkeitsmessers,
3. Steiggeschwindigkeitsprüfung,
4. Ermittlung der Flugleistungen in den verschiedenen Höhen,
5. Kühleruntersuchungen.

1. Maximalgeschwindigkeitsprüfung.

Zur ordnungsgemäßen Durchführung eines Versuches führt der Flugzeugführer eine Stoppuhr an einem Band bei sich. Ein Thermometer befindet sich an einer der außenliegenden Streben. Der Pilot hat außerdem auf dem rechten Oberschenkel einen Tabellenblock mit Bleistift befestigt. Bei sehr böigem Wetter, und wenn der genaue Horizontalflug des Piloten nachgeprüft werden soll, wird außerdem ein Geschwindigkeitsschreiber im Rumpf aufgehängt. Eine genaue Prüfung der zusammengestellten Meßergebnisse zeigt, ob die einzelnen Abschnitte der Geschwindigkeitsstrecke sorgfältig und gleichmäßig geflogen wurden. Die Drehzahl auf Stand und die Bodentemperatur werden vor dem Start gemessen. Der Geschwindigkeitsflug findet zweckmäßig in einer Höhe von 3 bis 6 m bei Vollgas statt. Mindestens 1½ km vor Eintritt in die eigentliche Meßstrecke muß beim Anfliegen das Flugzeug bereits auf Maximalgeschwindigkeit gebracht sein. Auch darf die Höhe nicht mehr geändert werden. Die Meßstrecke wird so geflogen, daß die Streckenmarken links vom Flugzeugführer sich befinden. Der Flugzeugführer stoppt die Zeit, wenn das vordere Ende des Tragdecks die Streckenmarke überfliegt. Der Pilot muß absolut sicher sein, daß die Lage der Gasdrossel und der Zündung sich während der Messung nicht verändern. Er beobachtet während des Fluges außerdem die Drehzahl, die angezeigte Geschwindigkeit und die Temperatur. Letztere wird an einem Thermometer gemessen, welches sich im allgemeinen an einer Tragdeckstrebe befindet. Wenn er die zweite Streckenmarke erreicht, muß er in gleicher Weise die Zeit stoppen. Der Motor wird dann gedrosselt, das Flugzeug in etwas größere Höhe gebracht, damit der Führer in Ruhe die Zeitmessungen und alle übrigen Messungen auf seinem Block eintragen kann. In genau der gleichen Weise wird in entgegengesetzter Richtung die Meßstrecke abgeflogen. Dieser Versuch muß mindestens dreimal wiederholt werden, um eine einwandfreie Messung der Maximalgeschwindigkeit des Flugzeuges zu erhalten.

2. Eichung des Geschwindigkeitsmessers.

Die Eichung des Geschwindigkeitsmessers hat den Zweck, bei den späteren Steig- und Geschwindigkeitsflügen den Geschwindigkeitsmesser als einwandfreies Meßgerät benutzen zu können. Dieser Versuch erfordert von allen Versuchen die größte Sorgfalt und Erfahrung. Er wird meistens an einem ruhigen Tage und in den frühen Morgen- oder Abendstunden durchgeführt. Es gibt Zeiten am Tage, die zum Fliegen durchaus geeignet erscheinen, wo aber die Böigkeit in Bodennähe jede genaue Messung unmöglich macht. Die Instrumentierung für die Eichung erfordert außer den unter (1) genannten Instrumenten unter allen Umständen einen Geschwindigkeitsschreiber als endgültige Kontrolle der Geschwindigkeit und während des Versuchs von dem Flugzeugführer eingehaltenen konstanten jeweiligen Geschwindigkeit. Als Meßstrecke wird die gleiche wie beim Geschwindigkeitsflug benutzt. Vor Beginn jedes einzelnen Versuchs muß mindestens ½ Minute mit der betreffenden Geschwindigkeit geflogen werden, um Irrtümer bei der Auswertung der Aufzeichnung des Luftgeschwindigkeitsschreibers zu vermeiden. Der erste Eichpunkt wird bei Maximalgeschwindigkeit mit Vollgas genau wie beim Geschwindigkeitsflug gemessen. Die Geschwindigkeit wird zweckmäßig für die ganze Dauer der Messung einschließlich des Rückfluges eingehalten. Die weiteren Messungen werden dann mit je 15 km geringerer Geschwindigkeit gemacht, bis die Minimalgeschwindigkeit des Flugzeuges erreicht ist. Die Einhaltung der Geschwindigkeit wird durch Regulierung des Motors erreicht und erfordert sehr viel Übung, um genaue Messungen zu erzielen. Bei Minimalgeschwindigkeit werden ferner sowohl mit großem als auch mit kleinem Anstellwinkel Messungen durchgeführt. Um auf dem Geschwindigkeitsschreibgerät die einzelnen Messungen voneinander zu unterscheiden, wird vor oder nach jeder Messung plötzlich auf hohe Geschwindigkeit übergegangen.

3. Steiggeschwindigkeitsprüfung.

Zweck dieses Versuches ist die Bestimmung der Vorwärtsgeschwindigkeit eines Flugzeuges, die in den verschiedenen Höhen die größten Vertikalgeschwindigkeiten ergibt. Dieser Wert wird benötigt, um ein Flugzeug in der kürzesten Zeit bis zur Gipfelhöhe zu bringen. Es ist bei diesem Versuch notwendig, eine festgesetzte Höhenstufe bei verschiedenen Geschwindigkeiten zu durchsteigen. Man beginnt bei 20 bis 25 km/h über der voraussichtlich besten Geschwindigkeit für Steigflug und geht in Abständen von 15 zu 15 km/h herunter bis etwa 20 km/h unter die beste Geschwindigkeit für Steigflug. Außerdem ist es notwendig, einen Horizontalflug in der Mitte zwischen dem höchsten und tiefsten Punkt jedes einzelnen Steigversuches durchzuführen. An Instrumenten und Geräten werden benötigt: die Versuchstabelle, das Luftthermometer, der Luftgeschwindigkeitsschreiber und der Höhenschreiber. Die Durchführung des Versuches geschieht folgendermaßen: Vor Beginn des Versuches wird der Höhenmesser auf den Barometerstand des betreffenden Tages eingestellt. Der Barometerstand wird jeden Morgen und jeden Nachmittag

[1]) Nach »Aviation« Nr. 20/21, Nov. 1925.



in Mc Cook-Field gemessen und nochmals auf einer besonderen Tabelle aufgezeichnet. Der Barometerstand am Boden wechselt zwischen einer relativen Höhe von 70 bis 300 m über der Meeresoberfläche. Es wird hierauf die Lufttemperatur am Boden und die Standdrehzahl bei Vollgas gemessen. Der Pilot startet dann und steigt bis zu der Höhe, wo die erste Serie der Steigflugversuche beginnt. Die Versuchstabelle wird von einem erfahrenen und auf das Gebiet spezialisierten Ingenieur vorbereitet. Die Versuchstabelle sieht die verschiedenen Höhen und die verschiedenen Horizontalgeschwindigkeiten vor, bei denen die Versuche durchgeführt werden müssen. Wenn beispielsweise die Dienstgipfelhöhe eines Flugzeuges 7000 m beträgt und die beste Geschwindigkeit für Steigflug am Boden bei etwa 150 km/h liegt, so wird die erste Versuchsreihe sich zwischen 700 und 1400 m bewegen, die zweite zwischen 3300 und 3600 m und dritte zwischen 6300 und 6700 m. Die Geschwindigkeiten beim Steigen in der ersten Stufe werden zwischen 185 und 120 km/h um je 15 zu 15 km/h steigen. Die Geschwindigkeiten in der zweiten Stufe wechseln zwischen 175 und 95 km/h und in der obersten Stufe zwischen 160 und 90 km/h. Wenn das Flugzeug bei der niedrigsten Geschwindigkeit gute Steigleistungen ergab, müssen noch weitere Versuche mit niedrigeren Geschwindigkeiten durchgeführt werden. Wenn bei irgendwelchen Geschwindigkeiten die Steiggeschwindigkeiten außerordentlich schlecht werden, so ist es lediglich notwendig, diese Geschwindigkeit für die Dauer von 3 min innezuhalten und die Ergebnisse aufzuzeichnen. Nach Beendigung der drei Versuchsserien in den verschiedenen Höhenlagen wird gelandet, und ein Flugzeugbeobachter bestimmt aus den Ergebnissen der Aufzeichnungen des Flugzeugführers, des Geschwindigkeitsschreibers und des Höhenschreibers die angezeigten Horizontalgeschwindigkeiten, bei denen das Flugzeug in den verschiedenen Höhen die besten Steigleistungen aufwies. Im Anschluß daran wird ein Steigflug bis zur Gipfelhöhe vorbereitet. Der Auswerter des ersten Fluges gibt hierzu die besten Geschwindigkeiten für Steigflug von je 1000 zu 1000 m an, mit denen der Flugzeugführer bis zur Gipfelhöhe zu steigen hat.

4. Ermittlung der Flugleistungen in den verschiedenen Höhen.

Zweck dieses Versuches ist die Ermittlung der Horizontalgeschwindigkeiten in allen Höhen, der Steigleistung und der Zeit, die zum Erreichen der Dienstgipfelhöhe notwendig ist. Das hierzu notwendige Meßgerät enthält einen Höhenschreiber, einen Geschwindigkeitsschreiber, ein Luftthermometer und die Versuchstabelle. Die Versuchstabelle ist aus den Ergebnissen der Steiggeschwindigkeitsmessungen vorbereitet und gibt die angezeigten Fluggeschwindigkeiten an, die während des Steigens innezuhalten sind. Der Höhenmesser wird auf den entsprechenden Bodenluftdruck eingestellt, das Flugzeug startet und steigt unter möglichst genauer Innehaltung der vorgeschriebenen Geschwindigkeiten solange, bis es praktisch seine Gipfelhöhe erreicht hat. Während des Steigfluges muß der Führer besondere Sorgfalt darauf verwenden, die höchste Motordrehzahl zu erreichen durch Regelung der Temperatur und der Zusatzluft. Ab 700 m werden von 500 zu 500 m Motordrehzahl und Lufttemperatur aufgezeichnet. Die gleichzeitige Beobachtung von Höhenmesser und Uhr gibt leicht den Punkt der tatsächlichen Gipfelhöhe an. Die Dienstgipfelhöhe ist erreicht, wenn die Steiggeschwindigkeit $\frac{1}{2}$ m/s beträgt. Weiterer Höhengewinn geschieht nur auf Kosten des Brennstoffverbrauchs. Die theoretische Gipfelhöhe kann praktisch nie erreicht werden. In der Gipfelhöhe wird Geschwindigkeit und Drehzahl im Horizontalflug gemessen. Wenn die Gipfelhöhe praktisch erreicht wurde, so kann sich nur dieselbe Geschwindigkeit wie beim Steigflug ergeben. Hierauf werden anschließend in verschiedenen niedrigeren Höhen Horizontalflüge gemacht, bei denen die gleichen Aufzeichnungen vorgenommen werden. Bei der Abschätzung der besten Fluggeschwindigkeit für Steigflug für ein Flugzeug, welches noch nicht geprüft wurde, nimmt man gewöhnlich 60 vH der Maximalgeschwindigkeit am Boden und nimmt hiervon 1 bis 2 km/h für je 500 m Höhe ab.

5. Kühleruntersuchungen.

Die Durchführung des Kühlerversuches bezweckt die Kontrolle der eingebauten Kühlvorrichtung und die Prüfung, ob dieselbe fähig ist, den Motor bei allen auftretenden Lufttemperaturen genügend zu kühlen. Ein Flugzeug, welches mehr Kühlfläche hat, als erforderlich, wird äußerst selten bei der Engineering Division zu Versuchen eingeliefert. Umgekehrt sind Störungen im Kühlsystem meistens auf ungenügende Kühlfläche zurückzuführen. Für den Kühlversuch sind die gleichen Instrumente und Vorbereitungen nötig wie für die Bestimmung der Flugleistungen in den verschiedenen Höhen. Ferner muß der Kühler mit reinem Wasser gefüllt sein. Außer dem gewöhnlichen Kühlwasserthermometer, welches die Temperatur des Wassers beim Eintritt in den Kühler mißt, wird ein zweites Thermometer verwendet, welches die Temperatur des Wassers beim Austritt aus dem Kühler angibt. Diese Thermometer werden praktischerweise deutlich gekennzeichnet. Die Ermittlung des Kühlerwirkungsgrades erfolgt aus den Ablesungen der beiden genannten Temperaturen in Verbindung mit den Ablesungen des Thermometers, welches die Lufttemperatur anzeigt.

Der Start und der Steigflug zu der vorgeschriebenen Höhe, die gewöhnlich zwischen 3000 und 4000 m schwankt, erfolgt unter den gleichen Verhältnissen wie beim Steigflug. Jedoch müssen die Kühlerabdeckungen voll geöffnet sein. Von 500 zu 500 m werden Motordrehzahl, Lufttemperatur und Wasserein- und Austrittstemperatur gemessen. Die Differenz zwischen Ein- und Austrittstemperatur des Wassers beträgt gewöhnlich 5 bis 10° C. Wenn während des Steigfluges die Wassertemperatur unter 45° C fällt oder kocht, oder der Motor irgendwelche Störungen aufweist, so werden alle Meßzahlen genau aufgezeichnet und der Flug abgebrochen. Wenn die vorgeschriebene Höhe erreicht ist, wird die Kühlerabdeckung geschlossen, und das Flugzeug geht herunter bis auf eine Höhe von etwa 1000 m, wo ein Horizontalflug mit Vollgas mit ganz geöffneter Kühlerabdeckung gemacht wird. Dieser Horizontalflug muß so konstant wie möglich durchgeführt werden, wobei Fluggeschwindigkeit, Drehzahl, Lufttemperatur und die Wassertemperaturen alle zwei Minuten abgelesen werden. Der Versuch wird solange durchgeführt, bis die Temperaturanzeigen von drei nacheinander folgenden Ablesungen konstant sind. Hiermit ist der Kühlerversuch abgeschlossen. Nach der Landung wird der Kühler mit Wasser gefüllt und die zugefüllte Menge gemessen, um zu bestimmen, wieviel Wasser im Fluge verloren wurde. Auch dieser Wert wird auf die Versuchstabelle eingetragen, ebenso wie alle Sonderheiten des Flugzeuges, welche auf die Kühlwirkung irgendwelchen Einfluß haben können, beispielsweise wenn der Vergaser zu armes oder zu reiches Gemisch hat. Die Versuchstabelle muß ferner eine Angabe darüber enthalten, mit welcher Zuladung geflogen wurde, ob die Motorverkleidung vollständig und ordnungsgemäß mitgeführt wurde und ob ein Gebläse verwendet wurde.

Die bisher beschriebenen Versuche umfaßten nur diejenigen, die zur Ermittlung der Flugleistungen bei neuen Flugzeugmustern dienen.

Der zweite Gesichtspunkt bei Flugversuchen, nämlich die Ermittlung gewisser vergleichbarer Leistungskoeffizienten, soll nun besprochen werden.

Die wichtigsten unter ihnen sind:

6. Die Ermittlung der Motorleistung,
7. die Stabilitätsuntersuchung,
8. die Bestimmung der Steuerkräfte,
9. die Beschleunigungsmessungen,
10. die Ermittlung der Landegeschwindigkeit.

Außer diesen gibt es eine große Reihe untergeordneter Versuche, die sich bisweilen aus den besonderen Eigenschaften des zu untersuchenden Flugzeuges, des Motors

oder des Zubehörs als notwendig erweisen und die bei anderen Typen nicht notwendig sind. So z. B. die Untersuchung, ob der Kühlereinfüllstutzen (Entlüftung) oder der Wassersammler bei bestimmten Flugmanövern Wasser auswirft, oder die Ermittlung der günstigsten und wirksamsten Anbringung eines Kühlers bei geringstmöglicher Verschlechterung der Flugleistungen. Für Nachtflüge müssen verschiedene Flugplatzbeleuchtungsanlagen, Windrichtungsanzeiger, Scheinwerfer, Kennlichter, Landungsfackeln usw. in bezug auf Sichtbarkeit und Zweckmäßigkeit ausprobiert werden. Ein Sondergebiet ist ferner die Untersuchung verschiedener Fahrgestellkonstruktionen an ein- und demselben Flugzeug bei harten Landungen. Außerdem die Durchführung einer Serie von Landungen mit und ohne Stoßdämpfer, um deren Notwendigkeit für die einzelnen Flugzeugmuster zu klären. Dieses sind nur einige wenige Beispiele von Nebenversuchen.

6. Die Ermittlung der Motorleistung.

Dieser Versuch dient der Ermittlung der tatsächlichen Motorleistung bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten, d. h. Drehzahlen und in den verschiedenen Flughöhen. Die Versuchstabelle, der Höhenschreiber, der Geschwindigkeitsschreiber, das Luftthermometer sind die Geräte, die zur Durchführung des Versuchs benötigt werden. Vor Beginn der Flugversuche wird der Motor auf einem Bremsstand geeicht und die abgegebene Leistung bei verschiedenen Drehzahlen für Vollgas ermittelt. Der Motor wird dann in das Flugzeug eingebaut, die Versuche beginnen. Die Versuchstabelle wird für den Flugzeugführer durch einen Ingenieur vorbereitet und gibt die Höhen an, bei denen die einzelnen Messungen zu erfolgen haben. Wenn beispielsweise ein Jagdflugzeug geprüft wird, dessen Dienstgipfelhöhe annähernd bei 6500 m liegt und dessen Maximalgeschwindigkeit am Boden 265 km/h beträgt, wogegen die günstigste Geschwindigkeit für den Steigflug in Bodennähe bei 155 km/h liegt, so wird eine Serie von drei Versuchen durchgeführt, und zwar in etwa 1400 m, 3500 m und 6000 m; in jeder der drei Höhen besteht der Versuch aus Steigflügen, in einer bestimmten Höhenstufe, bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten, bei Vollgas, in einer Zeitdauer von je 3 min. In Einzelfällen genügt es, wenn der Pilot drei Minuten lang gleichbleibende Geschwindigkeitsverhältnisse des Motors und des Flugzeuges beibehält. Der Pilot schreibt die Drehzahl, die Fluggeschwindigkeit und die Flughöhe auf, geht dann im Gleitflug zur Anfangshöhe zurück und führt den nächsten Versuch bei der nächsten Geschwindigkeit durch. Die Geschwindigkeiten für das oben erwähnte Beispiel beginnen mit etwa 100 km/h mit Abständen von je 15 km/h bis zu einer Geschwindigkeit, die 15 km/h höher ist als die maximale Horizontalgeschwindigkeit der betreffenden Höhe. Der letzte Versuch ist bereits ein leichter Sturzflug und kein Steigflug mehr.

7. Stabilitätsuntersuchungen.

Der sogenannte Schwingungsversuch (Oscillation Test) dient zur Ermittlung der Längsstabilität von Flugzeugen. Benötigt werden hierzu: Geschwindigkeitsschreiber, Versuchstabelle und Stoppuhr.

Das Flugzeug wird zunächst in eine Flughöhe von etwa 1500 m gebracht, dort wird ein Horizontalflug bei Vollgas durchgeführt und hierbei die verstellbare Höhenflosse so einreguliert, daß das Flugzeug auch mit losgelassenem Steuerknüppel im Horizontalflug verbleibt. Dann nimmt der Pilot die Stoppuhr in die linke Hand, mit der rechten Hand stößt er den Steuerknüppel leicht nach vorn und bewirkt, daß dadurch das Flugzeug in Sturzflug übergeht. Wenn das Flugzeug statisch und dynamisch stabil ist, wird es so lange im Sturzflug verbleiben, bis ein bestimmter Geschwindigkeitsbetrag erreicht ist. Dann richtet sich das Flugzeug aus dem Sturzflug auf und geht allmählich in einen Steigflug über, bis wiederum eine gewisse Minimalgeschwindigkeit erreicht ist, um anschließend wieder in einen flacheren Sturzflug überzugehen. Die Geschwindigkeitswerte hängen von der Stabilität des betreffenden Flugzeugtyps ab. Das Flugzeug setzt diesen wellenförmigen Übergang von Sturzflug zu Steigflug fort. Die Geschwindigkeitsunterschiede werden bei jeder Schwingung kleiner, bis es allmählich wieder die normale Horizontalfluglage erreicht hat.

Um die Periode der Schwingungen zeitlich festzulegen, wird die Stoppuhr in Bewegung gesetzt, sobald die Nase des Flugzeuges bei dem ersten Übergang in den Steigflug einen bestimmten Punkt am Horizont schneidet. Die Uhr wird erst dann gestoppt, wenn das Flugzeug wieder in derselben Richtung dieselbe Lage durcheilt. Dieser Versuch wird bei gedrosseltem Motor (Halbgas) wiederholt, wobei die Höhenflosse auf der Einstellung auf Horizontalflug bei Vollgas belassen wird. Ein weiterer Versuch wird bei geringster Motordrehzahl durchgeführt; hierbei wird die Höhenflosse so eingestellt, daß das Flugzeug die Lage des besten Gleitwinkels beibehält. Gewöhnlich liegt der beste Gleitwinkel 15 km/h unter der günstigsten Geschwindigkeit für Steigflug eines Flugzeugtyps.

Die weniger stabilen Flugzeuge brauchen längere Zeit für eine Schwingung als die stabilen. Ein Flugzeug ist statisch und dynamisch unstabil, wenn es nicht von selbst aus dem Sturzflug herauskommt, oder wenn es beim Steigflug in immer steilere Lage kommt und in Trudeln übergeht. Die Art des Übergangs in Sturzflug und in Trudeln hängt jeweils ab von der Lage des Schwerpunkts zum Druckmittelpunkt.

8. Die Bestimmung der Steuerkräfte.

Diese besondere Versuchsreihe dient dazu, die Kräfte zu ermitteln, welche auf die Schwanzflächen eines Flugzeuges wirken, um es bei allen Geschwindigkeiten im Gleichgewicht zu halten; dieser Versuch dient außerdem zur Nachprüfung der Längsstabilität und Steuerfähigkeit eines Flugzeuges. Zum Versuch ist eine Versuchstabelle und eine Reihe von geeichten Federwagen zur Durchführung erforderlich. Der Flugzeugführer startet und steigt auf etwa 1500 m; dort wird das Flugzeug für Horizontalflug bei Vollgas mit Hilfe der verstellbaren Höhenflosse ausbalanciert. Die Federwagen (Zug-Dynamometer) werden am obersten Ende des Steuerknüppels befestigt, hierauf wird das Flugzeug mit Vollgas in Sturzflug gebracht, bis es die Maximalgeschwindigkeit erreicht. Diese liegt gewöhnlich 20 vH über der normalen Horizontalgeschwindigkeit. Der Pilot läßt das Steuer los und behält die Enden der Federwagen in der Hand, so daß er am Ausschlag der Dynamometer die Kraft (in kg) direkt ablesen kann, die erforderlich ist, um das Flugzeug in dieser Maximalgeschwindigkeit zu halten. Wesentlich ist bei diesen Versuchen der Umstand, ob das Flugzeug kopflastig oder schwanzlastig ist. Die tatsächlich auf die Schwanzflächen wirkenden Luftkräfte sind direkt proportional der Zug- oder Druckkraft, die der Pilot am Steuerknüppel ausüben muß. Dieser Versuch wird bei verschiedenen Geschwindigkeiten in Abständen von 15 zu 15 km/h wiederholt, bis annähernd die Geschwindigkeit des überzogenen Fluges des betreffenden Flugzeugtyps erreicht ist. Nach Beendigung der Versuchsreihe mit Vollgas wird die Höhenflosse auf den größtmöglichen Höhenausschlag (Schwanzlastigkeit) gebracht und die Versuche bei den gleichen Geschwindigkeiten wie oben wiederholt. Falls das Flugzeug keine verstellbare Höhenflosse besitzt, werden die Versuche wie zuerst beschrieben durchgeführt.

9. Die Beschleunigungsmessungen.

Die Beschleunigungsmessungen dienen dazu, die ungefähren Belastungen zu ermitteln, denen ein Flugzeug bei Flugmanövern ausgesetzt ist, welche je nach dem Typ des betreffenden Flugzeuges im Flugdienst auftreten können. Die Versuche werden nicht zu dem Zweck durchgeführt, um die Höchstbelastungen festzustellen, welche ein Flugzeug aushalten kann, denn es wird immer möglich sein, ein Flugzeug in der Luft zu zerbrechen, wenn man nur genügend rohe Flugmanöver ausführt. Immerhin muß mit Rücksicht



auf die Belastungen, die bei diesen Flugversuchen auftreten, eine Flughöhe von mindestens 2000 m aufgesucht werden. Die Versuchstabelle, die der Flugzeugführer mitnimmt und im Fluge ausfüllt, wird durch einen Ingenieur vorbereitet, und enthält die Angaben über die Art und Weise der verschiedenen durchzuführenden Flugmanöver. Der Flugzeugführer muß die Fluggeschwindigkeit bei Beginn jedes Flugmanövers aufzeichnen und ebenso alle besonderen Vorfälle und Eigenheiten, welche ihm bemerkenswert erscheinen. Vorm Start wird das Uhrwerk des Beschleunigungsschreibers aufgezogen und in Gang gesetzt und anschließend zwei normale Starts und Landungen durchgeführt. Bei jedem Auftreffen auf den Boden, beim Start und bei der Landung zeichnet der Beschleunigungsschreiber dies in Form einer Belastung auf. Die Belastungen, die das Flugzeug bei der Landung erfährt, sind klein im Vergleich mit denen im Fluge. Nach den beiden Starts und Landungen wird der Beschleunigungsschreiber ausgeschaltet und erst bei Beginn der Versuche in 2000 m wieder eingeschaltet. Die ersten dieser Versuche sind gewöhnlich eine Reihe von geschlossenen Horizontalkurven bei möglichst geringem Drehkreis.

Dann folgt eine Serie von vier Überschlägen (loopings) von denen zwei sehr scharf und rasch und zwei langsam und weit ausgeführt werden. Hieran schließt sich Trudeln an, einmal mit vollaufendem Motor, einmal mit abgedrosseltem Motor Nach dem Trudeln folgen zwei seitliche Überschläge (rollings). Die Fluggeschwindigkeit beim Ansetzen zu jedem seitlichen Überschlag muß sorgfältig aufgeschrieben werden. Den Schluß der Beschleunigungsmessungen bilden die Reihe von Messungen beim Abfangen aus dem Sturzflug bei verschiedenen Geschwindigkeiten und verschieden raschem Abfangen.

Diese Versuche werden wie folgt durchgeführt: Das Flugzeug wird aus einem Sturzflug so scharf wie möglich hochgerissen. Die Geschwindigkeit beträgt hierbei etwa 30 km/h mehr als die Minimalgeschwindigkeit für Horizontalflug und wächst bei jedem Versuch um etwa 30 km/h bis zur Maximalgeschwindigkeit im Horizontalflug. Die Versuche werden zuerst mit Vollgas, dann mit gedrosseltem Motor durchgeführt. Die Größe der erforderlichen Steuerkräfte in kg und die Zeit, die bis zur Erreichung der Horizontallage erforderlich ist, werden gemessen und notiert. Die Versuche im Abfangen werden fortgesetzt, bis zu einer Geschwindigkeit, die etwa 50 vH über der maximalen Horizontalgeschwindigkeit liegt, wenn es nicht im besonderen Falle gefährlich erscheint, ein Flugzeug bis auf diese Geschwindigkeit zu bringen. In solchen Fällen wird der Pilot angewiesen, möglichst langsam abzufangen, hierbei die Geschwindigkeit zu vermerken, ebenso die Steuerkräfte sowie die Zeit bis zum Erreichen der Horizontallage. Von den oben genannten Flugmanövern werden normaler Überschlag, seitlicher Überschlag und Trudeln nur bei Jagd-, Schul- und Beobachtungsflugzeugen durchgeführt.

10. Ermittlung der Landegeschwindigkeit.

Mit diesen Versuchen wird diejenige Geschwindigkeit ermittelt, bei der das Flugzeug seine Fluggeschwindigkeit verliert und den Boden berührt. Hierzu wird nur ein Geschwindigkeitsschreiber benötigt. Die Versuche werden meistens mit anderen Flugversuchen verbunden; wenn nicht besondere Gründe vorliegen, wird bei diesen Versuchen so sorgfältig wie möglich eine Schwanzlandung durchgeführt. Mit jedem Flugzeug werden 5 bis 6 Landungsversuche durchgeführt. Die Aufzeichnung des Geschwindigkeitsschreibers gibt deutlich den Übergang vom Flugzustand zur Landung und damit den Betrag der Landegeschwindigkeit an. Es ist selbstverständlich, daß die Geschwindigkeitsschreiber im Bereich der Landegeschwindigkeit sorgfältig vorher geeicht werden müssen.

Stellungnahme.

Der vorliegende Artikel des Leutnant E. H. Barksdale gibt ein klares Bild von der sorgfältigen Arbeitsweise, mit der in Mc Cook Field, dem amerikanischen Versuchsflugfeld, Flugversuche durchgeführt werden. Barksdale ist Versuchspilot und anscheinend ohne wissenschaftliche Vorbildung. Die Art der Beschreibung über die Durchführung der Versuche ist von diesem Standpunkt aus zu bewerten.

Zu den einzelnen Versuchsmethoden ist zu sagen:

Das Verfahren der Maximalgeschwindigkeitsprüfungen, bei denen der Flugzeugführer selbst sämtliche Messungen durchführt, ist ungenau und kann nur als behelfsmäßige Messung angesehen werden. Die persönlichen Beanspruchungen des Flugzeugführers bei Maximalgeschwindigkeiten eines schnellen Flugzeuges sind derart groß und erfordern so scharfe Aufmerksamkeit, daß die Zeitmessungen und die Beobachtung des Durchgangs durch die Streckenmarken zweckmäßigerweise und viel genauer durch Erdpersonal oder auf photographischem Wege erfolgt.

Das Verfahren der Steiggeschwindigkeitsprüfung ist interessant und, soweit bekannt, in Deutschland in gleicher Weise noch nicht im Gebrauch.

Zur Durchführung aller Flugversuche ist es wünschenswert, die Zahl der Ablesungen und der abzulesenden Instrumente so sehr wie möglich zu reduzieren. Auch Amerika hat nach dem vorliegenden Bericht noch keinen zuverlässigen Drehzahlschreiber, während in Deutschland bei Flugversuchen zu Temperaturmessungen Temperaturschreiber angewandt werden und nur selten Thermometer, wie in McCook Field.

Die durchgeführten Kühlerversuche sind ebenfalls sehr interessant, geben aber leider keinen Aufschluß über die Auswertungsmethoden.

Aus dem Bericht von Barksdale geht hervor, daß zur Ermittlung der Motorleistung die Charakteristik des jeweils verwandten Propellers benutzt wird. Dieses Verfahren stellt eine einfache, zweckmäßige und hinreichend genaue Meßmethode dar und dient als Ersatz einer Meßnabe, deren Anbringung vielfach Schwierigkeiten macht und zusätzliche schädliche Widerstände bedingt.

Auch der vorliegende Bericht zeigt ebenso wie die bekannten Berichte von Doolittle über Beschleunigungsmessungen, daß die Amerikaner über einen brauchbaren Beschleunigungsschreiber verfügen, was zurzeit bei uns leider noch nicht der Fall ist. Hackmack.

Nomographische Rechentafeln für Rohrberechnung.

Von Karl Rühl.[1])

Der Zweck der folgenden Darlegungen ist, die Brauchbarkeit der bekannten nomographischen Rechenmethoden zur Abkürzung der numerischen Rechenarbeit bei der statischen Berechnung von Flugzeugen an einigen Beispielen kurz zu erläutern. Die besprochenen Tafeln bilden in diesem Sinne ein zusammenhängendes Ganzes. Ist die das Rohr beanspruchende Normalkraft (bzw. die Knicklänge) bekannt, so können in allen Fällen — Beanspruchung auf Zug oder Druck im Tetmayer- oder Eulerbereich — unmittelbar die erforderlichen Rohrabmessungen — Wandstärke und Durchmesser — abgegriffen werden, vorausgesetzt, daß die zulässige Spannung (Knickspannungskurve) festgelegt ist.

Auch für andere Fälle (Beanspruchung auf Biegung) können ähnliche Tafeln konstruiert werden.

Der Vorteil der Tafeln gegenüber der Verwendung von Zahlentafeln besteht dabei außer in der Vermeidung von Zwischenrechnungen in der Möglichkeit, durch Interpolation mit einer für die statische Berechnung hinreichenden Genauigkeit jedes beliebige auch abnormale Rohr berücksichtigen zu können.

Die dabei verwandten Methoden sind die üblichen Regeln für nomographische Darstellung von Gleichungen mit drei oder mehr Veränderlichen. Für Berechnung der Quer-

[1]) Mitteilung aus dem statischen Büro der Albatros-flugzeugwerke G. m. b. H.



schnittswerte von Rohren und für aerodynamische Berechnungen sind sie von Professor Everling in den T.B. I/263 und II/45 entwickelt worden; weitere Beispiele sind in der Z.F.M. 1922, S. 299, von Thomas, und im gleichen Jahrgang S. 241 wiederum von Prof. Everling angegeben worden. Auf anderen Gebieten, z. B. in der Eisenbetonstatik, sind mit ihrer Hilfe gerade in den letzten Jahren wesentliche Vereinfachungen erzielt worden.

Berechnung von Rohren für Zugbeanspruchung.

Wird zunächst angenommen, daß die zulässige Beanspruchung festliegt, so wird mit den üblichen Bezeichnungen:

P = Stabkraft,
D = Außendurchmesser,
d = Innendurchmesser,
δ = Wandstärke.

$$P = \frac{\pi (D^2 - d^2)}{4} \sigma_z$$

woraus sich durch

$$d = D - 2\,\delta$$

ergibt

$$\frac{1}{\pi \cdot \sigma_z} \cdot P = D\,\delta - \delta^2 \quad \dots\dots\dots \quad (1)$$

Diese Gleichung kann auch in der Form der folgenden Determinante geschrieben werden:

$$\begin{vmatrix} \frac{1-\delta}{1+\delta} & \frac{-\delta^2}{1+\delta} & +1 \\ -1 & -D & +1 \\ +1 & \frac{1}{\pi\,\sigma_z} P & +1 \end{vmatrix} = 0 \quad \dots\dots \quad (2)$$

Durch Ausmultiplizieren dieser Determinante ergibt sich die vorherige Gleichung.

Jede Gleichung, die sich in Form einer solchen Determinante formulieren läßt, kann jedoch durch ein Nomogramm dargestellt werden. Berechnet man nämlich für eine Reihe von Werten δ die in der ersten Zeile der Determinante enthaltenen Funktionen

$$\xi = \frac{1-\delta}{1+\delta} \text{ und } \eta = \frac{-\delta^2}{1+\delta},$$

faßt dann die Werte ξ und η als Ordinaten von Punkten in einem beliebigen System von Parallelkoordinaten auf, so erhält man eine Reihe von Punkten, die bestimmten Werten von δ zugeordnet sind. Diese Werte von δ schreibt man bei. Für beliebig wechselnde Werte erhält man damit eine Linie »Funktionsleiter«, an der man eine Skala der zugehörigen Zahlenwerte markieren kann. Ganz analog erhält man eine Kurve oder Gerade für D ($\xi = -1$, $\eta = -D$) und für P $\left(\xi = +1,\ \eta = \frac{1}{\pi\,\sigma_z} P\right)$. Die Gleichung (2) besagt dann bekanntlich nichts anderes, als daß drei Punkte ξ_1/η_1, ξ_2/η_2, ξ_3/η_3 die 3 zusammengehörenden Werten der drei Veränderlichen P, D, δ entsprechen (zusammengehörig nach Gleichung (2) oder damit identisch Gleichung (1)) auf **einer** Geraden liegen, denn die Gleichung

$$\begin{vmatrix} \xi_1 & \eta_1 & 1 \\ \xi_2 & \eta_2 & 1 \\ \xi_3 & \eta_3 & 1 \end{vmatrix} = 0$$

ist ja die Bedingung dafür, daß es eine Gleichung von der Form $a\,\xi + b\,\eta + 1 = 0$ — also wenn ξ und η laufende Koordinaten sind — eine Gerade gibt, die gleichzeitig **allen drei** Wertepaaren ξ/η genügt.

Hat man also zwei Werte D und δ, und legt durch die entsprechenden Punkte der Skalen eine Gerade, so gibt ihr Schnittpunkt mit der P-Skala die größte zulässige Zugkraft.

In Abb. 1 ist für $\sigma_z = 3800$ unter Verwendung eines schiefwinkligen Achsensystems die Rechentafel aufgezeichnet worden. Die Maßstäbe für ξ und η können dabei unabhängig voneinander gewählt werden.

Knickkraft von Rohren im Tetmayerbereich.

Für die zulässige Knickspannung sei die Formel

$$\sigma_k = 4000 - 19{,}76 \frac{l}{i} \text{ kg/cm}^2$$

zugrunde gelegt. (Über die Richtigkeit der verwandten Konstanten soll damit kein Urteil gefällt werden. Die Entwicklungen bleiben genau dieselben, solange überhaupt das Geradliniengesetz beibehalten wird.)

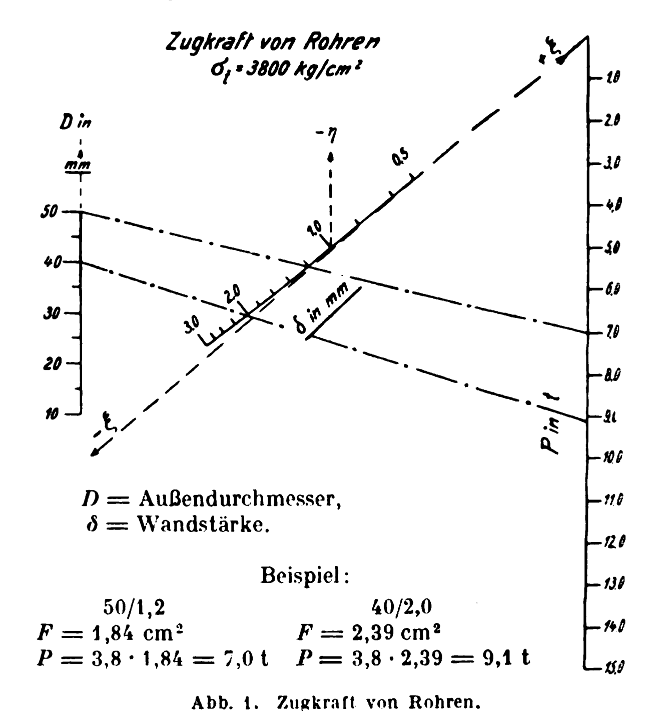


Abb. 1. Zugkraft von Rohren.

Es ergibt sich mit:

$$d_m = \frac{D+d}{2} = D - \delta$$

$$i = \sqrt{\frac{J}{F}} = \sqrt{\frac{1}{16}(D^2 + \delta^2)} = \sqrt{\frac{1}{8}} \cdot d_m \sqrt{1 + \left(\frac{\delta}{d_m}\right)^2}.$$

Für alle praktischen Fälle kann der zweite Wurzelwert = 1 gesetzt werden (für dünnwandige Rohre).

Dann wird:

$$i = 0{,}3536\, d_m,$$

$$\sigma_k = 4000 - 55{,}9 \frac{l}{d_m}; \quad l = \text{Knicklänge},$$

$$P_k = F \cdot \sigma_k = d_m\, \delta\, \pi \left(4000 - 55{,}9 \frac{l}{d_m}\right),$$

$$\frac{P_k}{\delta} = 12566\, d_m - 175{,}6\, l,$$

$$\frac{P_k}{20000\,\delta} = 0{,}6283\, d_m - 0{,}008753\, l \quad \dots\dots\dots \quad (3)$$

Für diese Gleichung ist die Anwendung der vorherigen Methode nicht mehr verwendbar, da 4 Veränderliche vorkommen. Mit Hilfe anderer Betrachtungen ist jedoch trotzdem eine sehr einfache nomographische Darstellung möglich.

Die Gleichung kann auch in folgender Form geschrieben werden:

$$\frac{P_k - 0}{0 - 20000\,\delta} = \frac{0{,}6283\, d_m - 0{,}008753 \cdot l}{0 - 1} \quad \dots \quad (3a)$$



Diese Gleichung ist aufgebaut nach dem Schema:

$$\frac{f_1 - f_2}{g_1 - g_2} = \frac{f_3 - f_4}{g_3 - g_4} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

wenn f_1, g_1 zwei Funktionen der ersten Veränderlichen bedeuten f_2/g_2 analog usw. — Deutet man ebenso wie vorher diese Funktionen wiederum als die ξ- und η-Ordinaten von

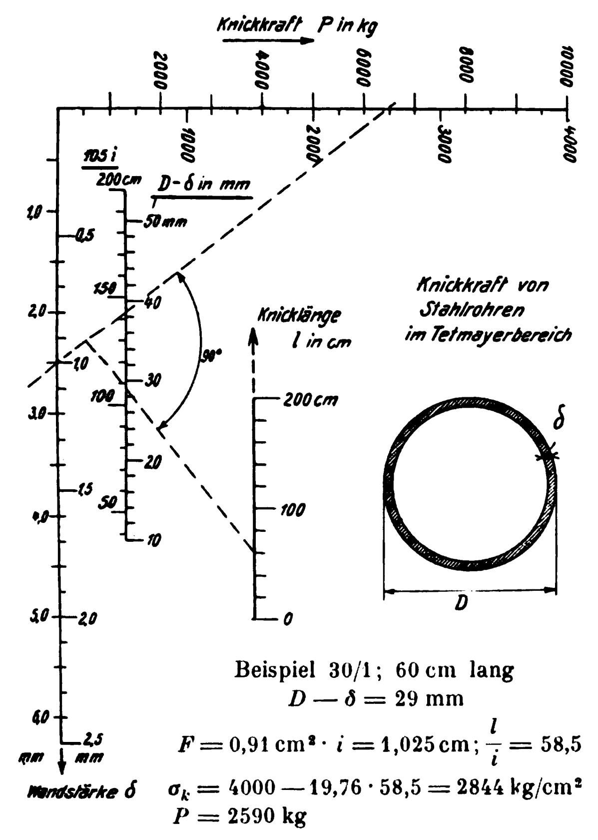


Abb. 2. Knickkraft von Stahlrohren im Tetmayerbereich.

Punkten, die verschiedenen Werten der betreffenden Veränderlichen zugeordnet sind, so erhält man analog wie oben 4 Skalen. Auf jeder Seite der Gleichung bedeutet dann der Zähler die Differenz der Ordinaten, der Nenner die Differenz der Abszissen zweier Punkte. Die linke Seite stellt damit nichts anderes dar als den Neigungswinkel der Geraden durch die Punkte ξ_1/η_1 und ξ_2/η_2 gegen die ξ-Achse, die rechte Seite den Neigungswinkel der Geraden durch die Punkte ξ_3/η_3 und ξ_4/η_4. Die Gleichung besagt, daß diese beiden Geraden parallel sein müssen. — Verwendet man aber nun für die rechte Seite, also für die Skalen 3 und 4, ein Koordinatensystem ξ'/η', das gegenüber dem ersten (für die Skalen 1 und 2) um 90° gedreht ist, so sind die beiden Geraden nicht mehr parallel, sondern stehen senkrecht aufeinander, und damit ist es möglich, wenn drei Werte gegeben sind, den vierten zugehörigen abzugreifen. — Für die Gleichung (3) kann man dementsprechend folgende 4 Funktionsleitern zeichnen:

Im ersten Koordinatensystem eine Leiter

für P_k mit den Ordinaten $\xi = P_k$ und $\eta = 0$ } fällt zusammen mit der ξ-Achse

und eine für δ mit $\xi = 0$, „ $\eta = 20000\,\delta$ } fällt zusammen mit der η-Achse.

In einem zweiten, um 90° gedrehten System

eine Skala für d_m mit $\xi = 0{,}6283\,d_m$, $\eta = 0$ } fällt zusammen mit der ξ-Achse

und für l mit $\xi = 0{,}008753\,l$, $\eta = -1$ } verläuft parallel der ξ-Achse.

Vier Punkte, die zusammengehören, d. h. der Gleichung (3) entsprechen, sind dann dadurch definiert, daß sie auf zwei zueinander senkrechten Geraden liegen.

Die Maßstäbe beider Koordinatensysteme können unabhängig voneinander gewählt werden. Es können daher auch an den Geraden P_k und δ zwei Skalen (innen und außen) markiert werden mit verschiedenem Maßstab, so daß die durch die Größe des Blattes begrenzte Länge einmal einen Bereich etwa von 0 bis 4000 kg und 0,5 bis 2,5 mm umfaßt (Skala innen); das andere Mal einen Bereich von 0 bis 10000 kg und 0,5 bis 6,25 mm (Skala außen). Die Lage des zweiten Koordinatensystems ist nur dadurch beschränkt, daß seine Achsen zu denjenigen des ersten senkrecht liegen müssen, sonst kann es beliebig auf dem Blatt angeordnet werden. Mit der Skala für $d_m = D - \delta$ kann gleich eine Skala für die Grenzknicklänge $= 105\,i$ verbunden werden. Es ist ja nach dem Vorhergehenden

$$105\,i = 105 \cdot 0{,}3536\,d_m;$$

zu jeder Knicklänge kann also derjenige Wert von d_m, für den die betr. Länge Grenzknicklänge ist, markiert werden. — Für die Berechnung der Längen der einzelnen Abschnitte der Funktionsleitern sind $D - \delta$, δ, l natürlich in derselben Dimension zu nehmen, für die Bezifferung hindert nichts, δ und d_m statt in cm in mm beizuschreiben. Die Benutzung geht wohl aus der Abbildung mit genügender Deutlichkeit hervor.

Knickkraft von Stahlrohren im Eulerbereich.

Es ist:

$$P_k = \frac{\pi^2 \cdot E\,J}{l^2}$$

$$J = \frac{(D^4 - d^4)\,\pi}{64} = \frac{\pi}{64}\,(D^2 + d^2)\,(D^2 - d^2)$$

$$J = \frac{\pi}{64} \cdot 2\,({d_m}^2 + \delta^2) \cdot 4\,d_m\,\delta = \frac{\pi}{8}\,{d_m}^3\,\delta\left[1 + \left(\frac{\delta}{d_m}\right)^2\right]$$

$$J \cong 0{,}3927\,{d_m}^3\,\delta$$

$$P_k \cong \frac{\pi^2 \cdot 2150000 \cdot 0{,}3927 \cdot {d_m}^3\,\delta}{l^2}$$

$$\frac{P_k}{\delta} \cong \frac{8333000\,{d_m}^3}{l^2}$$

$$\frac{P_k}{20000\,\delta} = \frac{416{,}5\,{d_m}^3}{l^2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

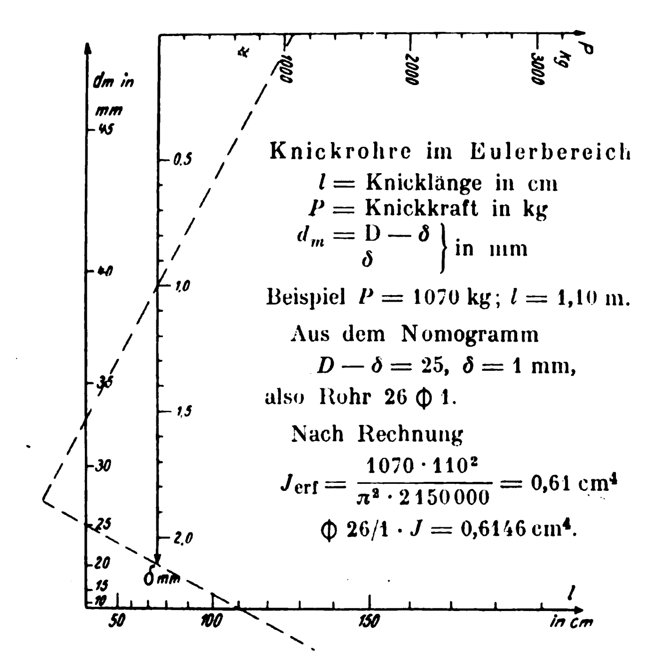


Abb. 3. Knickrohre im Eulerbereich.

Diese Gleichung kann ebenfalls in Form der Gleichung (4) geschrieben werden

$$\frac{P_k - 0}{0 - 20000\,\delta} = \frac{416{,}5\,d_m{}^3 - 0}{0 - l^2}.$$

Die Darstellung ist genau dieselbe wie für Knickstäbe im Tetmayerbereich. Es werden

für die Skala für		P	δ	d_m	l
die Ordinaten:	ξ	P	0	$416{,}5\,d_m{}^3$	0
	$\eta =$	0	$20000\,\delta$	0	l^2

Das Nomogramm ist in Abb. 3 aufgetragen. Die Skalen für P und δ sind dieselben wie in Abb. 2, für die praktische Rechnung können also beide Rechentafeln auf einem Blatt vereinigt werden, indem man die Skalen für P und δ zusammenfallen läßt.

Logarithmische Darstellung der Gleichung.

Die Gleichung (5) kann auch noch auf andere, allerdings ähnliche Art dargestellt werden. — Bei einem Schema nach Abb. 4 mit den dortigen Bezeichnungen gilt zwischen den 4 Strecken a, b, c, d, die Beziehung

$$a - b = k\,(c - d) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (6)$$

Werden die darin vorkommenden Strecken als Funktionen von 4 Veränderlichen aufgetragen, erhält man ebenfalls eine Darstellung von Gleichungen mit 4 Veränderlichen. — In das Schema der Gleichung (6) kann die Knickgleichung für Stahlrohre im Eulerbereich übergeführt werden, indem man sie logarithmiert.

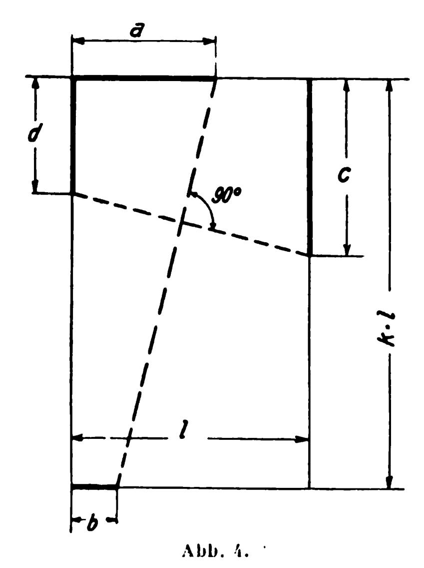


Abb. 4.

Mit einigen kleinen Veränderungen ergibt sich aus Gleichung (5)

$$\frac{P_k}{20000\,\delta} = \frac{416{,}5 \cdot d_m{}^3}{l^2}$$

die damit identische Gleichung

$$\frac{\frac{P_k}{100}}{20\,\delta} = \frac{4{,}165\,d_m{}^3}{\frac{l^2}{1000}}$$

logarithmiert man, so erhält man

$$\lg \frac{P_k}{100} - \lg 20\,\delta = \lg 4{,}165\,d_m{}^3 - \lg \frac{l^2}{1000}.$$

Diese Gleichung entspricht genau dem Schema (6), wenn man $k = 1$ setzt; wonach man also aufzutragen hat:

$$a = \lg \frac{P_k}{100} = \lg P_k - \lg 100$$

$$b = \lg 20\,\delta = \lg 20 + \lg \delta$$

$$c = \lg 4{,}165\,d_m{}^3 = \lg 4{,}165 + 3 \lg d_m$$

$$d = \lg \frac{l^2}{1000} = 2 \lg l - \lg 1000.$$

Das Nomogramm ist in Abb. 5 skizziert. Es hat gegenüber der Darstellung in Abb. 3 einen Nachteil — man kann

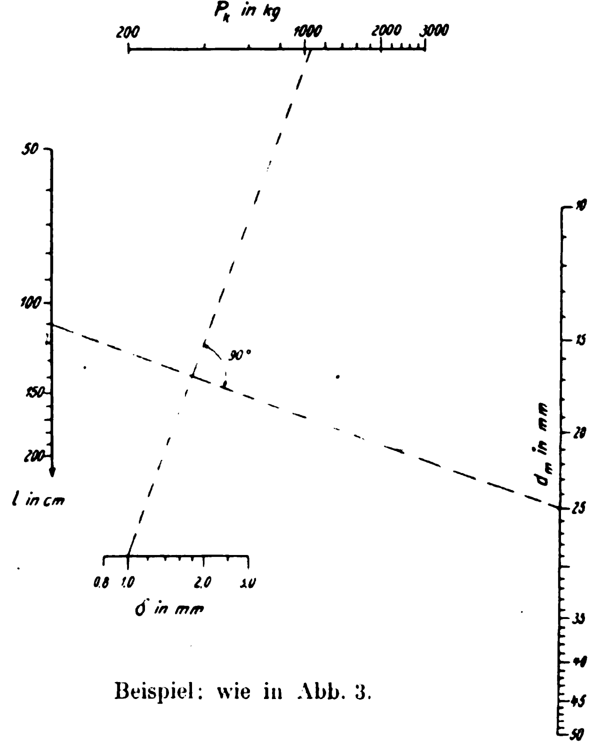


Abb. 5. Knickrohre im Eulerbereich.

es nicht so leicht mit der Rechentafel für den Tetmayerbereich kombinieren; dafür besteht der Vorteil, daß für höhere Kräfte ohne weiteres der Maßstab sich verkleinert, also die prozentuale Genauigkeit im ganzen Bereich dieselbe bleibt.

Weitere Nomogramme für Zugkräfte.

In der Konstruktion der Rechentafeln für Dimensionierung von auf Zug beanspruchten Rohren war für σ_z eine bestimmte Spannung als zulässige Grenze angenommen worden. Damit würde die Rechentafel auf Rohre aus einem bestimmten Material beschränkt sein. Soll diese Einschränkung fallen gelassen werden, so ergibt sich eine andere einfache Konstruktion für die dann vorhandene Gleichung mit 4 Veränderlichen (Wandstärke, Durchmesser, spezifische Spannung und Stabkraft) ebenfalls mit Hilfe logarithmischer Teilungen.

Es ist mit Einführung von d_m und δ

$$F = \frac{\pi\,(D^2 - d^2)}{4} = \pi\,d_m\,\delta \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

und weiter:

$$\sigma = \frac{P}{F} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

Durch Logarithmieren gehen diese Gleichungen über in:

$$\lg d_m + \lg \delta + \lg \pi - \lg F = 0$$

$$\lg F - \lg P + \lg \sigma = 0.$$

Die Darstellung derartiger Gleichungen ist in den erwähnten Everlingschen Nomogrammen behandelt, darunter auch Gleichung (7). In unserem Falle lassen sich beide Gleichungen in einem Nomogramm vereinigen, indem man die bei beiden in gleicher Weise sich ergebenden Skalen für F zusammenfallen läßt. Der Vorgang ist folgender: Man trägt



auf 3 parallelen im gleichen Abstande befindlichen Geraden, ausgehend von 3 (auf einer Geraden liegenden) Nullpunkten auf (vgl. Abb. 6)

auf Gerade 1: $\xi_1 = -\lg d$

„ „ 2: $\xi_2 = \frac{1}{2}(\lg \delta + \lg \pi)$

„ „ 3: $\xi_3 = \lg F$.

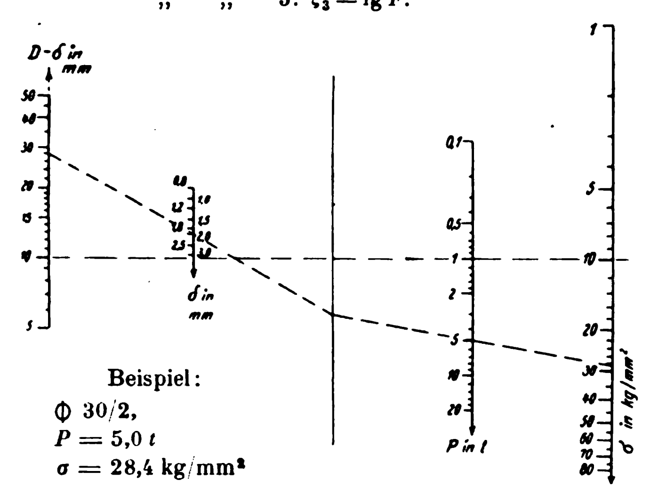


Abb. 6. Spannungen in Rohren.

Dann ergibt sich durch rein geometrische Betrachtung

$$\frac{\xi_1 + \xi_3}{2} = \xi_2$$

und damit

$$-\lg d + \lg F = \lg \delta + \lg \pi$$

identisch mit Gleichung (7). Markiert man auf zwei weiteren in gleichem Abstand folgenden Geraden

$$\xi_4 = \frac{1}{2} \lg P$$

$$\xi_5 = \lg \sigma,$$

so ist weiterhin

$$\frac{\xi_3 + \xi_5}{2} = \xi_4;\ \lg F + \lg \sigma = \lg P.$$

Diejenigen Werte der Veränderlichen d_m, δ, P und σ, die zusammengehören, liegen dann auf 2 Geraden, die die F-Skala (deren Bezifferung zur Benützung der Rechentafel nicht nötig ist), in einem und demselben Punkte schneiden.

Zusammenfassung.

Es werden mit Hilfe der üblichen Regeln der nomographischen Darstellung Tafeln für folgende Aufgaben entworfen.

Dimensionierung von Rohren.

1. auf Zug mit gegebener zulässiger Spannung,
2. auf Druck — im Tetmayerbereich,
3. auf Druck — im Eulerbereich,
4. auf Zug — Spannung beliebig.

Für eingehendere Studien sei auf folgende Literatur verwiesen:

Everling und Thomas, an oben bezeichneten Stellen.

Bendemann-Madelung, Technische Berichte, Bd. II.

D'Ocagne, Traité de nomographie 2. ed. Paris 1921, Calcul graphique et nomographie, Paris 1914, Principes usuels de nomographie avec applications à divers problèmes concernant l'artillerie et l'aviation, Paris 1920.

Bieberbach, Über Nomographie, — die Naturwissenschaften 1923, Heft 36. Über die mathematischen Grundlagen der Nomographie, Z.d.V.D.I. 1924, S. 495.

R. Jacki, Nomographie in der Eisenbetonrechnung, Beton und Eisen 1924, S. 77.

I. Hak, Über eine neue Art von Rechentafeln, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik 1921, S. 155.

Gabriel, Die Arbeitsgleichung des Flugzeugs in skalarer Darstellung, — der Motorwagen 1920.

Lacman, Die Herstellung gezeichneter Rechentafeln, Berlin 1913.

F. Kann, Eisenbeton-Nomogramme ohne logarithmische Teilung, Z.d.V.D.I. 1925, S. 851.

Konorski, Die Grundlagen der Nomographie, Berlin 1923.

Krauß, Die Nomographie oder Fluchtlinienkunst, Berlin 1912.

Luckey, Einführung in die Nomographie, Bd. I, 1918; Bd. II, 1920.

Pirani, Graphische Darstellung in Wissenschaft und Technik, Sammlung Göschen.

Schilling, Nomographie (kurzer Auszug aus D'Ocagne).

Enzyklopädie der mathematischen Wissenschaften, Bd. I, Artikel Mehmke.

Buchbesprechungen.

Tabelle zur Bestimmung der Durchschnittsgeschwindigkeit. Von Fritz Knöfel, München. 66 S., Taschenquerformat. Leinen geb. M. 2.

Diese Tabellen dienen zur Ermittlung jeder zu erreichenden und erreichten Geschwindigkeit auf einer beliebigen Strecke. Die Tabellen sind so angelegt, daß es jedem Leser ohne weiteres möglich ist, das Resultat entweder sofort abzulesen oder durch Addieren zu erhalten. Mit Hilfe der Tabellen ist es möglich, eine genaue Zeit für eine bestimmte Tour im voraus zu berechnen, oder umgekehrt das gefahrene Durchschnittstempo genauestens zu ermitteln. Von besonderem Interesse wird es auch sein, als Zuschauer bei Rennen gleich welcher Art und Strecke die erreichten Durchschnittsgeschwindigkeiten festzustellen. Für den Sportfahrer sind bei Zuverlässigkeitsfahrten, bei denen die Konkurrenten an das Einhalten einer bestimmten Zeit gebunden sind, die Tabellen geradezu unentbehrlich, da es ihm ohne besondere Rechnungen möglich ist, sein gefahrenes Durchschnittstempo zu jeder beliebigen Zeit festzustellen und seine Gesamtzeit damit zu kontrollieren.

Die Tabellen sind somit für jeden Automobil-, Motor- und Radfahrer, darüber hinaus für jeden Sportsmann und Sportsinteressenten unentbehrlich.

Die Mitglieder der WGL erhalten die Tabelle zu einem Vorzugspreis von M. 1,60 (zuzügl. Porto). Bestellungen bitten wir, unter Bezugnahme auf die Mitgliedschaft an den Verleger unserer Zeitschrift (R. Oldenbourg, München, Glückstr. 8), der die Auslieferung übernommen hat, zu richten. Kp.

Dynamik. Von Dr. Wilhelm Müller, Privatdozent an der Technischen Hochschule Hannover. II. Teil: Dynamik von Körpersystemen. 137 Seiten. 51 Figuren, Sammlung Göschen Bd. 903, Walter de Gruyter & Co., Berlin W 10 und Leipzig 1925. Preis RM. 1,25.

Dieser zweite Band der Dynamik behandelt die Methoden für die rechnerische Verfolgung der Bewegung zusammengesetzter Systeme von starren Körpern. Besonderer Wert ist gelegt auf möglichste Zusammenziehung der Entwicklungen und auf strenge systematische Anordnung des Ganzen.

Anschließend an den ersten Teil wird zunächst im I. Abschnitt der Begriff des Systems selbst festgelegt und einiges über die verschiedenen Formen von Reibungskräften, die zwischen den Einzelteilen eines Körperverbandes auftreten können. Analytische Methoden, die den Inhalt des II. Abschnittes bilden, lassen sich um das Prinzip von D'Alembert gruppieren, das auf einfache Betrachtungen des Gleichgewichts eines Punktsystems zurückgeführt und in seinen prinzipiellen Auswirkungen und praktischen Anwendungsmöglichkeiten weiterverfolgt wird, wobei namentlich einige klassische technische Beispiele Berücksichtigung finden. Der III. Abschnitt enthält in gedrängter Kürze den Zusammenhang der wichtigsten Grundsätze aus dem Gebiet der Variationsdynamik und der partiellen Differentialgleichungen der Bewegung. H.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [03] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Katalytischer Apyr-Ofen zum Anwärmen von Motoren und Heizen von Kabinen benutzt Platin als Katalysator, unter dessen Einwirkung Verbrennung erfolgt. Der Apparat heizt ohne Feuer, ohne Rauch und ohne schädliche Gase; er erheischt keine besondere Wartung und ist sauber im Betrieb, da er keine Asche abgibt. Als Brennstoff dient an besten Leichtbenzin, das beinahe geruchlos verbrennt. Da keine Flammenbildung, kann Betriebsstoff während des Gebrauches nachgefüllt werden. Verbrauch 0,5 l Benzin bei 20 bis 24 h Betriebsdauer.

— Sonderbericht. *H.*, *E* 60301.

Flugzeuge. Travel Air-Special-DD, gebaut von der Travel Air Manufacturing Co. in Wichita, Kan., entworfen von Lloyd Stearman und Mac Short. Bauteile genau nach den Vorschriften des »Aeronautical Safety Code« ausgeführt. Bauzeit, von Beginn der Auftragserteilung bis zur Abnahme, 6 Wochen. Gesamtaufbau ähnlich wie beim OX-DD.

Rumpf elliptisch. Stahlrohrlängsholme, die durch kurze, angeschweißte Rohrstücke miteinander verbunden und außerdem verspannt sind. Stoffbespannung. Zwei offene Sitze hintereinander, Führer hinten. Gastsitz mit seitlichem Eingang kann in Laderaum verwandelt oder auch mit Doppelsteuerung versehen werden. Gepäckraum hinter Führersitz.

Triebwerk im Rumpfvorderteil als Ganzes ausbaubar, Aluminiumblech-Bekleidung. Einziehbarer Kühler hinter Motor.

Tragdecks: Oberes durchlaufend, dreiteilig; Mittelteil durch zwei N-Stielpaare mit Rumpf verbunden. Unterflügel beiderseits Rumpfunterkanten angesetzt, haben geringere Spannweite und Flügeltiefe. Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung. Zwei Stielpaare an den Außenenden senkrecht, von dessen Fußpunkten zwei weitere Paare schräg nach außen laufend. Stiele aus stromlinigen Stahlrohren. Drahtverspannung. Querruder, nur an den Oberflügeln, durch Zug- und Druckstangen, die im Flügel verlegt, betätigt.

Leitwerk aus Stahlrohren und gepreßten Stahlrippen mit Stoffbespannung; verstellbare Höhenflosse, sonst gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Spannweite, oben	9,60	m
» unten	7,67	m
Flügeltiefe, oben	1,53	m
» unten	1,22	m
Höhe	2,64	m
Flügelfläche	22,30	m²
Motor: Curtiss C 6 A	160	PS
Drehzahl	1750	U/min
Leergewicht	0,66	t
Ausrüstung	0,026	t
Nutzlast	0,023	t
Fluggewicht	1,15	t
Flächenbelastung	51,8	kg/m²
Leistungsbelastung	7,23	kg/PS
Flächenleistung	7,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	193	km/h
Landegeschwindigkeit	77	km/h
Flugdauer	5	h
Brennstofftankinhalt	220	l
Öltankinhalt	19	l

— The Travel Air-Special; Aviation **19**, Nr. 24 vom 14. Dez. 1925, S. 842 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.*, *E.* 60302.

Flugzeuge. Albatros-Sport-DD, Muster L. 71, eine Versuchsausführung, die durch den Ankaufswettbewerb angeregt wurde.

Rumpf bootsähnlich, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Führersitz im Vorderteil, dahinter Gastsitz. Zweiteilig, bis hinter Gastsitz in Holzbauart mit Sperrholzbeplankung, dann anschließend verspanntes Stahlrohrfachwerk mit Stoffbespannung.

Triebwerk: Motor mit unmittelbar angetriebener Druckschraube stromlinig verkleidet in Mitte des Oberdecks. Achse etwa in Richtung der Flügelschnittsehne, durch kräftige Duraluminstreben mit Rumpfoberkanten verbunden.

Tragdecks stark gestaffelt, Oberdeck durchlaufend, Unterflügel auf halber Rumpfhöhe seitlich angesetzt, jedoch mit durchlaufenden Holmen. Unterflügel haben geringere Spannweite und Flügeltiefe. Querruder nur am Oberdeck. Kiefernholme und Rippen, Duraluminbeschläge, Stoffbespannung. Oberdeckmitte durch kurze N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden, schräge N-Stiele an den Enden.

Leitwerk in Stahlrohrbauart und Duralumin. Verstellbare Höhenflosse, feste Kielflosse, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell: Zwei schwingende Achselstummel aus je zwei dreieckförmig zusammenlaufenden Streben. Gummiabfederung in Teleskopstrebe.

Spannweite oben	10,30	m
Spannweite unten	10,30	m
Länge	7,20	m
Höhe	2,85	m
Flügelabstand	1,60	m
Flügelfläche	25,1	m²
Höhenflosse	0,87	m²
Höhenruder	0,57	m²
Kielflosse	0,47	m²
Seitenruder	0,62	m²
Motor: Siemens »Sh 4«	55	PS
Leergewicht	0,45	t
Besatzung	0,16	t
Brennstoff	0,04	t
Schmierstoff	0,01	t
Zuladung	0,21	t
Fluggewicht	0,66	t
Brennstoffvorrat	50	l
Ölvorrat	12	l
Höchstgeschwindigkeit	125	km/h
Landegeschwindigkeit	65	km/h

— Der neue Albatros-Sport-Doppeldecker, Muster L. 72 (71!); JFW **7**, Nr. 24 vom 24. Dezember **1925**, S. 500 bis 502 (4 Sp., 3 Risse, Zahlenang.). *H.*, *E.* 60303.

Flugzeuge. Bernard-Jagd-Anderthalbdecker, Muster 14 C. 1.

Rumpf rechteckig, in senkrechte Schneide auslaufend, abgerundete Kanten. Ein Sitz hinter Tragdeckhinterkante.

Triebwerk im Rumpfvorderteil stromlinig verkleidet.

Tragdecks: Oberdeck trapezförmig, nach den Enden abnehmender Flügelschnitt. Mitte durch 2 kurze N-Stielpaare, deren Vorderstiele gegen Rumpfmitte V-förmig abgestützt, getragen. Kleine Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten. Schräger T-Stiel zum Ende des Unterdeckholms. Starke Staffelung.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: V-förmig, V-Streben verkleidet, Stirnfläche verspannt, durchlaufende Achse.



Bewaffnung: Zwei Vickers-MG mit Schußfeld durch Schraube, zwei Darne-MG im Oberdeck, außerhalb des Schraubenkreises.

Spannweite oben	12,50	m
Spannweite unten	5,60	m
Länge	7,40	m
Höhe	3,10	m
Flügelfläche	27	m²
Motor: Hispano-Suiza oder Lorraine-Dietrich	500	PS
Leergewicht	1,250	t
Brennstoff	0,270	t
Nutzlast	0,280	t
Fluggewicht	1,800	t
Flächenbelastung	66	kg/m²
Leistungsbelastung	3,6	kg/PS
Flächenleistung	2,8	PS/m²

— Les avion nouveaux; L'air 7, Nr. 148 vom 1. Januar 1926, S. 16 (1 Sp., 2 Risse, Zahlenang.). *H.* 60304.

Flugzeuge. Schreck-F.B.A.-Wasser-Land-DD, Muster 21 (s. Abb.).

Rumpf als Schwimmer ausgebildet, trapezförmig, mit löffelbugartigem Vorderteil; Schwanzende schräg nach oben hochgezogen. Boden bis zur Stufe, die etwa in Rumpfmitte, flach, dann V-förmig. Unterteilung durch mehrere Schotte; die einzelnen Räume sind durch seitlich angebrachte Öffnungen leicht zugänglich. Offener Führerraum mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen für Führer und Motorwart vor Tragdeckvorderkante. Fluggastraum mit drei hintereinanderliegenden, ausbaubaren Sitzen hinter dem Unterdeck; kann leicht in Laderaum umgewandelt oder bei

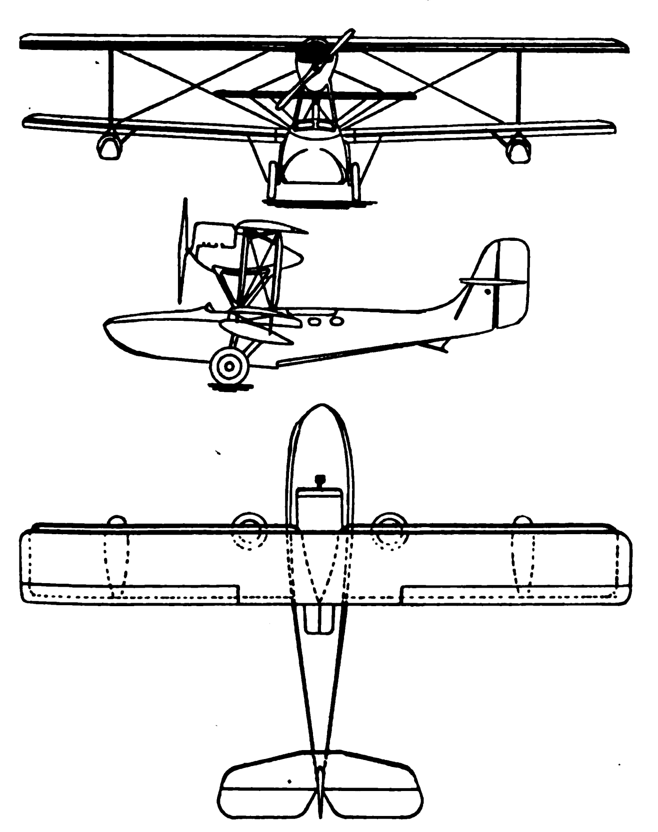


Abb. zu 60305. Schreck-F.B.A.-Wasser-Land-DD.

militärischer Verwendung zum Beobachtungsstand umgebaut werden. Sechs Seitenfenster. Eingang von oben durch Doppeltür. Vier Längsholme aus Eschenholz in den Kanten, von vorne bis hinten durchlaufend. Fünf Eschenholz-Kielschweine im Boden und -Stringer an den Seitenwänden. Vierteilige Spanten, an den Längsholmen mit Bändern befestigt. Dreifache Sperrholzbeplankung bis zur Stufe, dann nur einfach. Seitenwände sperrholzbeplankt. Innen und außen seewasserbeständiger Lackanstrich, im eingetauchten Teil vierfach. Kleine Seitenschwimmer unter den Stielpaaren.

Triebwerk in elliptischer Spindel in Holzbauart, unmittelbar unter Oberdeck über Rumpfmitte, durch Stahlrohrträger mit Rumpf verbunden und außerdem verspannt. Unmittelbarer Schraubenantrieb. Stirnkühler. Letombe-Preßluft-Anlasser. Zwei A.M. und eine Hilfspumpe. Ölkühler.

Tragdecks: Wagerechtes, durchlaufendes, zweiteiliges Oberdeck. Unterflügel V-förmig an kurze Stummel seitlich Rumpfoberkante angesetzt, etwas geringere Spannweite. Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung. Schmale, sehr lange, unausgeglichene Querruder nur an Oberflügeln. Zwei Stielpaare an den Enden, Drahtverspannung.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder, geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell V-förmig, seitlich hochklappbar, wie bei Muster 19; es kann in zwei Sekunden sowohl hochgezogen, wie herabgelassen werden.

Spannweite oben	15,40	m
Spannweite unten	14,40	m
Flügeltiefe	1,90	m
Länge	10,56	m
Höhe	4,20	m
Tiefgang	0,48	m
Flügelfläche	53,5	m²
Motor: Lorraine-Dietrich 14 oder: Hispano-Suiza 50	400	PS
Leergewicht	1,82	t
Zuladung	1,02	t
Fluggewicht	2,84	t
Flächenbelastung	53	kg/m²
Leistungsbelastung	6,3	kg/PS
Flächenleistung	7,5	PS/m²
Lastvielfaches	8	
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	190	km/h
Reisegeschwindigkeit	160	km/h
Landegeschwindigkeit	96	km/h
Gipfelhöhe	4,4	km
Flugweite	600	km
Anlaufzeit an Land bei Windstille	22	s
Anlaufzeit auf Wasser bei Windstille	18	s
steigt auf 1 km in	3,5	min
» » 2 km in	14,5	min
» » 3 km in	30,0	min
» » 4 km in	56,0	min

— *J. Serryer*, L'Hydravion Schreck 21; Les ailes 15, Nr. 236 vom 24. Dez. 1925 (3 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse). *H., E.* 60305.

Flugzeuge. Californischer Sport-Reise-DD mit geschlossenem Führersitz, für Lloyd Royer in Glendale, Calif., gebaut.

Rumpf rechteckig, gewöhnliche Holzbauart. Führersitz, dahinter zwei nebeneinanderliegende Gastsitze mit dazwischenliegendem Gang und noch zwei nebeneinanderliegende Sitze, zusammen in kabinenartigem Aufbau, der bis zum Oberdeck reicht; nach vorne ist er durch eine große Triplex-Glasscheibe abgeschlossen, nach hinten verläuft er stromlinig mit einigen Seitenfenstern aus Pyralin. Rumpfmittelstück und Kabine sind mit Mahagonisperrholz beplankt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil. Da schwieriges, gebirgiges Gelände zu überwinden ist, ist Flugzeug mit einer Leistungsreserve von 100 PS ausgerüstet. Hauptbrennstofftank unter Kabine, Falltank im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend dreiteilig, Unterflügel an Rumpfunterkanten angesetzt. Ober- und Unter-

flügel miteinander austauschbar. Holzbauart mit Stoffbespannung. Ein Stielpaar an den Enden, Verspannung mit Hartshorn-Stromliniendraht. Querruder an allen Flügeln, durch Stoßstangen miteinander verbunden.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflossen, feste Kielflosse, unausgeglichene Höhenruder, ausgeglichenes Seitenruder. Flossen in Holzbauart, Ruder aus Stahlrohren. Stoffbespannung.

Fahrgestell: Drei stromlinige, etwas nach außen gestellte Stahlrohre, die am Unterende die beiden Stoßdämpfer tragen, in denen durchlaufende Achse liegt. Steuerbarer Sporn.

Spannweite	12,20	m
Flügeltiefe	1,53	m
Flügelabstand	1,83	m
Einstellwinkel oben	2	°
Pfeilstellung	1,5	°
V-Stellung oben	0	°
V-Stellung unten	2	°
Flügelfläche	37	m²
davon Querruder	3,7	m²
Kielflosse	3,1	m²
Seitenruder	1,3	m²
Höhenflosse	2,1	m²
Höhenruder	0,9	m²
Motor: Hispano-Suiza	300	PS
Leergewicht	0,95	t
Brennstoff	0,22	t
Besatzung	0,36	t
Fluggewicht	1,53	t
Flächenbelastung	42,2	kg/m²
Leistungsbelastung	5,2	kg/PS
Flächenleistung	8,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h
Landegeschwindigkeit	77	km/h

— The California »Coupe-Cabin« Plane; Aviation 19, Nr. 25 vom 21. Dezember 1925, S. 882 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60306.

Flugzeuge. Dietrich-Sport- und -Schul-DD, Muster D.P. XI, der Dietrich-Flugzeugwerke, Cassel (s. Abb.).

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, aus Stahlrohren, teilweise mit Leichtmetallblech beplankt, sonst stoffbespannt. Zwei Sitze hintereinander mit Doppelsteuer und doppelten Motorbedienungshebeln.

Triebwerk in üblicher Weise an Brandschott angehängt.

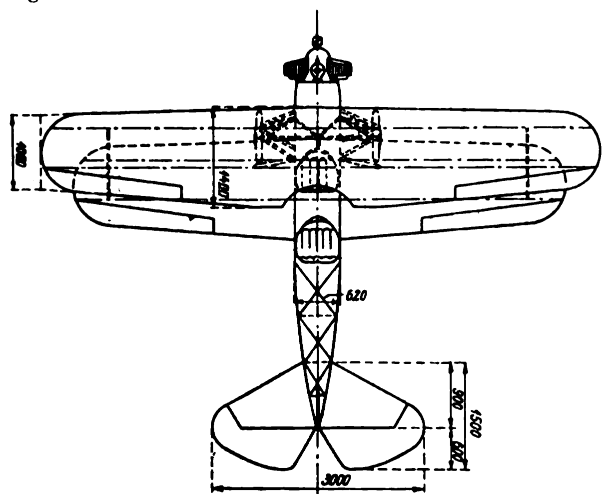
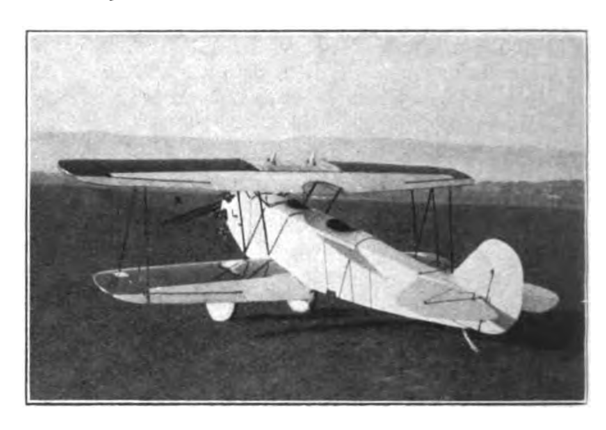


Abb. zu 60307. Dietrich-Sport- und -Schul-DD. Muster D.P. XI.

Tragdecks Oberdeck durchlaufend, freitragend, gestaffelt, in gewöhnlicher Holzbauart, bis zum Hinterholm Sperrholz beplankt, sonst stoffbespannt. Querruder an allen Flügeln. Unterflügel haben geringere Spannweite. Ein N-Stielpaar an den Außenenden. Oberdeckmitte durch zwei kurze, schräge Stiele gegen Rumpfoberkanten abgestützt, von deren gemeinsamen Angriffspunkt am Vorderholm sowie vom Hinterholm läuft ein dritter und vierter Stiel zur Rumpfunterkante. Unterflügel an Rumpfunterkanten angesetzt.



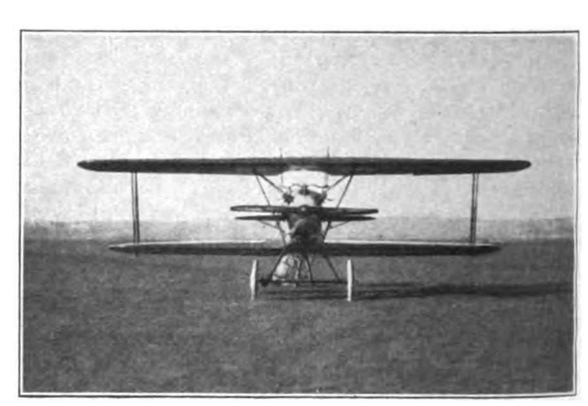




Abb. zu 60307. Dietrich-Sport- und -Schul-DD, Muster D.P. XI.

Leitwerk gewöhnlich, ausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, gegen Rumpfmitte M-förmig abgestützt, Gummifederung.

Spannweite	8,00	m
Länge	6,10	m
Höhe	2,55	m
Flügelfläche	17,2	m²
Motor: Siemens- oder Junkers	80	PS
Leergewicht	0,425	t
Zuladung	0,245	t
Fluggewicht	0,670	t
Flächenbelastung	38,8	kg/m²
Leistungsbelastung	8,4	kg/PS
Flächenleistung	4,6	PS/m²
Benzinvorrat für	rd. 3,5	h
Ölvorrat für	rd. 5	h

— Sonderbericht. *H., E.* 60307.

Flugzeuge. Kampf-HD, Muster C.P.A. 1, von den Chantiers de Provence-Aviation, Courneuve bei Paris gebaut.

Rumpf aus Holzfachwerk, das mit Klaviersaiten verspannt, vorne mit Sperrholz und hinten mit Stoff bespannt ist. Im Vorderteil Kabine für Beobachter, Bombenabwurfgerät, Raum für 40 Bomben zu 10 kg und 10 Bomben zu 50 kg, Lichtbildeinrichtung und Höhenmesser. Sie ist nach vorne von Fenstern begrenzt, im Vorderteil auf Oberseite

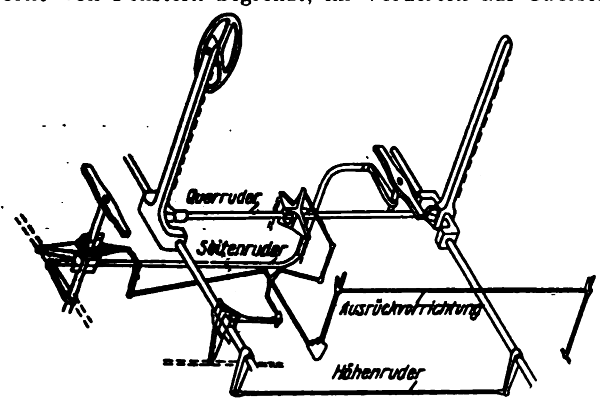


Abb. 1 zu 60308. Kampf-HD, C.P.A. 1.

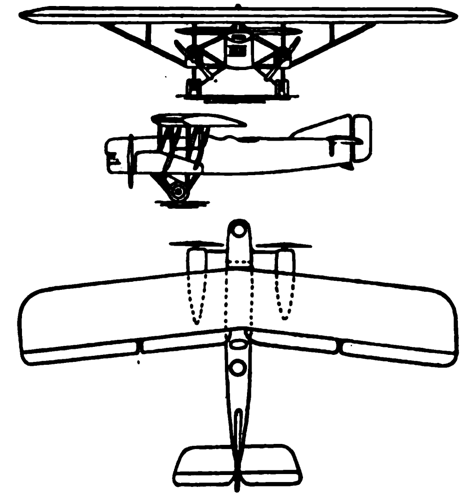


Abb. 2 zu 60308. Kampf-HD, C.P.A. 1.

Gefechtsstand mit MG-Ring für zwei Gewehre, nach unten Öffnung, durch die während des Fluges das Flugzeug mit einem Sitz- oder Rückenfallschirm verlassen werden kann. Hinter den Flügeln Führersitz, dahinter Sitz für Schützen mit MG-Ring für zwei Gewehre mit Schußfeld nach oben und zwei eingebaute mit Schußfeld nach unten, außerdem Doppelsteuerung, die sowohl vom Führer wie vom Schützen getrennt werden kann (s. Abb. 1).

Triebwerk: Zwei Motoren seitlich vom Rumpf in besonderen Körpern, die durch Streben mit Rumpf, Fahrgestell und Tragdeck verbunden (s. Abb. 2). Zwei Brennstofffalltanks im Tragdeck; durch Hilfsleitung können aus jedem Tank die Motoren gespeist werden, sonst getrennte Brennstoffversorgung. Öltanks hinter den Motoren. Stirnkühler.

Tragdeck halbfreitragend, gerade durchlaufend, zweiteilig und in Pfeilstellung. Zwei Kastenholme mit Tannenholzgurten und Sperrholzstegen, sehr eng (auf 270 mm) stehende Rippen, Stoffbespannung. Flügel sind gegen Motoren und Rumpf durch stromlinige Holzstreben mit Leichtmetallschuhen abgesteift (s. Abb. 2).

An Flügelhinterkante Querruder und nach der Mitte zu anschließend Klappen, die bleibende Profilverstellung und Querruderwirkung ermöglichen.

Leitwerk: Höhenflossen und Kielflosse verstellbar, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell: Unter jedem Motor zwei nebeneinanderliegende Räder, deren kurze, nicht durchgehende Welle V-förmig gegen Motor, und durch zwei Streben gegen Rumpfunterkanten abgestützt.

Spannweite	22,80	m
Flügeltiefe	3,75	m
Länge	13,35	m
Höhe	4,32	m
Flügelfläche	84	m²
Motor: Hispano-Suiza	2 × 450 bis 500	PS
Leergewicht	3,0	t
Brennstoff	0,5	t
Nutzlast	0,7	t
Fluggewicht	4,2	t
Fluggewicht mit Überlast	4,96	t

C.P.A.-Kampf-HD.	ohne Überlast	mit Überlast	m. einem Motor	Maß
Flächenbelastung	50	59	—	kg/m²
Leistungsbelastung	4,2	4,96	—	kg/PS
Flächenleistung	11,9	11,9	—	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	210	208	—	km/h
Mindestgeschwindigkeit in Bodennähe	90	—	—	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 1,5 km Höhe	—	—	145	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe	200	193	—	km/h
Gipfelhöhe	7,5	6,0	2,5	km

— *J. Serryer*, L'avion de combat C.P.A. 1; Les Ailes 15, Nr. 237 vom 31. Dezember 1925 (2 Sp., 1 Skizze, 3 Risse). *H.*, *E.* 60308.

Flugzeuge. Farman-Super-Goliath-Bomben-DD, Muster F. 140 Bn 4 (vgl. 52206), s. Abb.

Rumpf rechteckig, langgestreckt, hinten in senkrechte Schneide auslaufend; Ober- und Unterseite annähernd parallel, Vorderteil scharf abgeschnitten mit abgerundeten Seitenkanten. Am weitesten vorne Kabine mit nautischen und Bombenabwurfgeräten, auf deren Oberseite, von innen zugänglich, Gefechtsstand mit MG-Ring, anschließend F.T.-Raum, dahinter offener Führersitz mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen und Doppelsteuerung, unter ihm Motorwartstand mit Schalttafeln und allen Motorüberwachungsgeräten, weiter nach hinten Raum für Bomben und anschließend hinterer MG-Stand.

Triebwerk: Je zwei hintereinanderliegende Motoren mit vierflügeligen Saug- und Druckschrauben seitlich vom Rumpf an den inneren Stielpaaren auf den Unterflügeln aufliegend. Lamblinkühler am Vorderstiel, Tanks zwischen den Motoren stromlinig verkleidet.

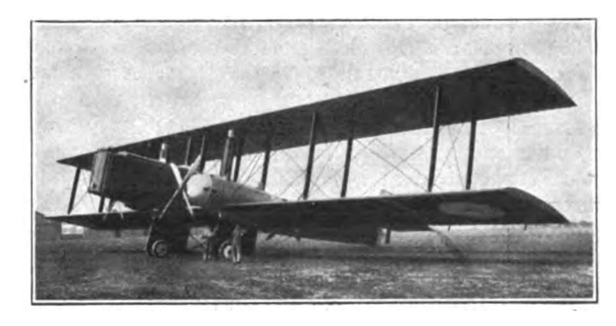


Abb. zu 60309. Farman-Super-Goliath-Bomben-DD.

Tragdecks rechteckig, gleichbleibender Flügelschnitt über ganze Spannweite und für beide Decks, Oberdeck durchlaufend, Unterdeck seitlich Rumpfunterkanten angesetzt. Drei Stielpaare, Querruder an allen Flügeln. Gewöhnliche Holzbauart, Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: Je zwei nebeneinanderliegende Räder in stromlinig verkleideten Trägern unter den Motoren.



Spannweite	35	m
Länge	19,70	m
Höhe	6,50	m
Flügelfläche	266	m²
Motor: Farman 12 W.E.	4 × 500	PS
Leergewicht	7,15	t
Zuladung	4,50	t
Fluggewicht	11,65	t
Flächenbelastung	43,8	kg/m²
Leistungsbelastung	5,8	kg/PS
Flächenleistung	7,5	PS/m²
Geschwindigkeit in Bodennähe	190	km/h
Geschwindigkeit in 2 km Höhe	185	km/h
Gipfelhöhe	6,5	km
steigt auf 1 km in	5,0	min
» » 2 km in	10,5	min
» » 3 km in	11,9	min
» » 4 km in	25,7	min
» » 5 km in	41,2	min

— Sonderbericht. *H., E.* 60309.

Flugzeuge. Curtiss-Renneinsitzer-DD, Wasser bzw. Land, Sieger im Schneider-Pokal- bzw. im Pulitzer-Pokal-Rennen.

Rumpf elliptisch, stromlinig; ein Sitz hinter Tragdeckhinterkante.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, fast vollkommen verkleidet, mit Reed-Metall-Schraube.

Tragdecks: Ober- und Unterflügel seitlich Rumpf angesetzt, leicht gestaffelt, Unterdeck von etwas geringeren Abmessungen, I-Stiel an den Enden, Drahtverspannung.

Leitwerk gewöhnlich, sehr große Flossen.

Fahrgestell: Beim Landflugzeug gewöhnlich; beim Wasserflugzeug zwei Schwimmer in Wellenbinderform mit halbrund gewölbter Decke, vorne mit scharfem Löffelbug, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, eine Stufe, durch vier Streben mit Rumpf, durch zwei weitere untereinander verbunden.

Spannweite	6,70	m
Länge	6,09	m
Flügeltiefe oben	1,447	m
» unten	1,010	m
Flügelfläche	13,37	m²
Motor: Curtiss V-1400	619	PS
Drehzahl	2500	U/min
Trockengewicht	0,310	t
Fluggewicht (Landflugzeug)	0,975	t
Flächenbelastung	72	kg/m²
Leistungsbelastung	1,57	kg/PS
Flächenleistung	6,34	PS/m²

— Les nouveaux Curtiss de vitesse; L'Aéronautique 7, Nr. 79 vom Dez. 1925, Beilage L'Aérotechnique 8, Nr. 36, S. 453 (1½ Sp., 2 Lichtb.). *H., E.* 60310.

Flugzeuge. Flügelloses Flugzeug besteht aus einem tragenden Rumpf in Flügelschnittform mit niedrigen seitlichen Führungsleisten, dessen Ende das Höhensteuer bildet. Führersitz in Mitte in einem besonderen Aufbau, in dessen Hinterende Motor mit Druckschraube liegt.

Vor dem Sitz (!) ein hohes, schmales Seitenruder mit Flosse, dessen Stirnwiderstand ein gleichbleibendes, rückdrehendes Moment ergibt (offenbar für Längsstabilisierung. Und die Kurzstabilität? D. Ber.).

Modelle des Flugzeuges sind geflogen und haben gute Übereinstimmung mit der Berechnung gezeigt.

—*F. Schieferl*, Das flügellose Flugzeug; Flugsport 18, Nr. 1 vom 6. Jan. 1926, S. 2 (1 S., 1 Skizze). *H., E.* 60311.

Flugzeuge. Kanadisches Vickers-Varuna-Flugboot, von der Canadian Vickers Ltd., Maisonneuve, Montreal für die königlich kanadischen Luftstreitkräfte (R. C. A. F.) als Feuerüberwachungs-Flugzeug gebaut; Konstrukteur W. T. Reich. Es soll Löschmannschaften und Löschgeräte an Brandherde bringen können, die durch den regelmäßigen Flug-Feuerdienst bereits festgestellt sind. Um auch auf kleinen Wasserflächen landen zu können, geringe Landegeschwindigkeit und große Steigfähigkeit erforderlich.

Rumpf als Bootskörper ausgebildet, V-förmiger Boden, halbrund gewölbte Decke, zwei Stufen, scharfer Löffelbug, Schwanzende hochgezogen, in senkrechte Schneide auslaufend. Im Vorderteil Sitz mit Lichtbildeinrichtung und senkrecht nach unten durchgehender Aufnahmeöffnung, zwei nebeneinanderliegende Führersitze mit Doppelsteuerung, etwas vor Tragdeckvorderkante, zwei nebeneinanderliegende Sitze nebst Stauraum für Feuerlöschgeräte und Vorratstanks unter Tragdeckmitte, vierter, ebensolcher Raum hinter Tragdeckhinterkante.

Eingebogene Ulmenholz-Spanten, im Unterteil diagonalkarvel mit Mahagoni- und Zedernholz beplankt, im Oberteil gewöhnlich mit Zedernholz beplankt und mit zwei Lagen Segeltuch bekleidet. Vier wasserdichte Schotte.

Triebwerk: Zwei Sternmotoren seitlich vom Rumpf in der Mitte zwischen den Tragdecks an üblichem Motorträger, der zwischen zwei eng stehenden V-Stielen gelagert und gegen Hinterholme des Ober- und Unterdecks durch kurze Stützen abgesteift ist.

Hauptbenzintanks über den Motoren im Oberdeck. Öltank hinter den Motoren und mit ihnen zusammen stromlinig verkleidet.

Tragdecks dreiteilig, gestaffelt und in leichter V-Stellung. Oberdeck durchlaufend, Unterdeck seitlich Rumpfoberkante angesetzt. Außer den V-förmigen Motorstielen an den Enden nach außen geneigtes Stielpaar, darunter kleine Schwimmer, und in Mitte umgekehrt V-förmiges Stielpaar. Vier kurze Streben vom Knick des Bootskörpers zu den seitlichen V-Stielen. Streben aus Stahlrohr mit Ausnahme der äußeren Stielpaare, die aus Tannenholz.

Holme im Ober- und Unterdeckmittelteil aus Stahlrohren, sonst aus Tannenholz; Tannenholz-Rippen, Stoffbespannung. Ober- und Unterflügel austauschbar. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: Kielflosse mit ausgeglichenem Seitenruder, in halber Höhe der Kielflosse, vom Führersitz aus selbständig verstellbare Höhenflossen mit selbsttätigem Ausgleich durch Feder in der Kielflosse, gegen Schwanzende durch Streben abgestützt, geteiltes unausgeglichenes Höhenruder.

Spannweite oben	16,84	m
» unten	15,46	m
Länge	11,66	m
Höhe	4,2	m
Flügeltiefe	2,22	m
Flügelabstand	2,44	m
Höhenruderspannweite	6,63	m
Flügelschnitt U. S. A.	27	
Flügelfläche	69	m²
Motor: Wright Whirlwind	2 × 200	PS
Leergewicht	1,68	t
Brenn- und Schmierstoff	0,33	t
Besatzung	0,16	t
Nutzlast usw	0,41	t
dazu Zuladung	0,90	t
also Fluggewicht	2,58	t
Flächenbelastung	37,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,5	kg/PS
Flächenleistung	5,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Landegeschwindigkeit	71	km/h
Flugdauer	4,25	h
Flugweite	520	km

— Canadian Vickers Products; The Aeroplane 30, Nr. 1 vom 6. Jan. 1926, S. 18 bis 22 (5 Sp., 2 Lichtb., 3 Risse, Zahlenangaben). *H., E.* 60312.

Flugzeuge. Piero Magni-Vittoria-Sport-HD (vgl.: 52413).



b) Gewichte.

1. Leicht belastet:

			vH
Triebwerkleergewicht		100,00 kg	0,244
Flugwerkleergewicht		182,55 kg	0,444
Flugzeug-Leergewicht		282,55 kg	0,688
Besatzung	65,00 kg		
Brennstoff	50,00 kg		
Schmierstoff	13,00 kg		
Zuladung	128,00 kg	128,00 kg	0,312
Fluggewicht		410,55 kg	1,000

2. Schwer belastet:

Triebwerkleergewicht		110,00 kg	0,232
Flugwerkleergewicht		138,55 kg	0,282
Flugzeug-Leergewicht		294,55 kg	0,614
Besatzung	65,00 kg		
Brennstoff	96,00 kg		
Schmierstoff	23,00 kg		
Sonst. Verbrauch	1,45 kg		
Zuladung	185,45 kg	185,45 kg	0,386
Fluggewicht		480,00 kg	1,000
Flächenbelastung	48,0 kg/m²		
Leistungsbelastung	9,1 kg/PS		
Flächenleistung	5,3 PS/kg		

— Aeroplano a finezza variabile Piero Magni I »Vittoria« 1924, 50 cav. Anzani 6-A-20; L'Aerotecnica 5, Nr. 5, vom Sept./Okt. 1925, S. 316 bis 319 (3 Sp., 2 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H., E.* 60313.

Flugzeuge. Sikorsky-Anderthalbdecker, Muster S-32-1925, entworfen von Igor J. Sikorsky, Westbury, für die National Corporation, Ltd., Toronto, Canada, zur Verwendung als Post- oder Beobachtungsflugzeug in Kolumbien.

Rumpf rechteckig, fast parallele Ober- und Unterseiten, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Stirnseite mit Knick, scharf hochgezogen. 3 Sitzräume hintereinander, in den beiden vorderen je zwei nebeneinanderliegende Sitze, hinten einsitziger Führersitz; Vordersitze können in Postraum verwandelt werden. Verbolzte und vernietete Stahlrohre, keine Schweißung an den Hauptverbänden, Stoffbespannung.

Triebwerk in besonderem mit Aluminiumblech bekleidetem, abnehmbarem Vorderteil. Reed-Metall-Schraube, Falltanks unter Oberdeck, Kühler unter dem Motor an Stirnseite.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, Unterflügel beiderseits an Rumpfunterkanten angesetzt. Zwei schräge Stiele nahe den Außenenden; Oberdeckmitte durch 6 kurze Streben mit Oberdeckkanten verbunden. Duralumin-Gerippe mit Stoffbespannung.

Leitwerk: durchlaufende Höhenflosse auf Rumpfoberseite, gewöhnliche Höhenruder, ausgeglichene Seitenruder, keine Kielflosse.

Fahrgestell besonderer Bauart.

Spannweite	17,8	m
Flügelfläche	56,0	m²
Motor: Liberty	400	PS
Leergewicht	1,54	t
Zuladung	1,00	t
Fluggewicht	2,54	t
Flächenbelastung	45,4	kg/m²
Leistungsbelastung	6,4	kg/PS
Flächenleistung	7,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	217	km/h
Reisegeschwindigkeit	177	km/h
Landegeschwindigkeit	65	km/h
Steigfähigkeit vom Boden	0,244	km/min
Gipfelhöhe	4,6	km

— The new Sikorsky Type S-32-1925; Aero Digest 8, Nr. 1 vom Jan. 1926, S. 382 (½ Sp., 1 Lichtb.). *H.* 60314.

Flugzeuge. Segelflugzeug A. W. F.-14, entworfen von S. W. Iljuschin als freitragender Hochdecker, von der A. W. F. (Akademie der Roten Luftflotte) gebaut.

Rumpf vierkantig, einsitzig in Sperrholzbauart.

Tragdeck mit gerader Hinterkante und elliptischer Vorderkante, dreiteilig in Holzbauart, stoffbespannt. Dicker Flügelschnitt (Joukowsky-Z. A. G. J.). Flügelbefestigung durch drei Bolzen mit Schnellverschluß. Große unausgeglichene Querruder.

Leitwerk: dreieckige Kielflosse; rechteckiges, unausgeglichenes Seitenruder; zweiteiliges ausgeglichenes Höhenruder; keine Höhenflosse.

Fahrgestell mit im Rumpfboden gummigefederter Achse, zwei Scheibenräder.

Spannweite		15,25 m
Länge		7,43 m
Höhe		1,06 m
Größte Flügeltiefe		1,5 m
Seitenverhältnis des Flügels		13,5
Seitenverhältnis des Querruders		6,8
Flügelfläche		17,00 m²
davon Querruder		4,71 m²
Höhenruder		2,41 m²
Kielflosse		0,69 m²
Seitenruder		1,09 m²
Gewicht Flügel mit Querrudern	48 kg	
Gewicht Rumpf mit Fahrgestell	23 kg	
Leit- und Steuerwerk	9 kg	
	80 kg	
also Leergewicht		80 kg
Zuladung		70 kg
also Fluggewicht		150 kg
Flächenbelastung		8,82 kg/m²
Gleitgeschwindigkeit rd.		11 m/s
Sinkgeschwindigkeit rd.		0,55 m/s

— *G. Schmelef*, 2. Altrussische Segelflugwettbewerb; Samolet (Das Flugzeug) 2, Nr. 1 (15) vom Jan. 1925, S. 6 bis 12 (14 Sp., 33 Risse, 9 Lichtb.). *Sy., H.* 60315.

Flugzeuge. Wassersegelflugzeug Tornedo VIII, von G. W. Iwanof in der Wasserflugsportgruppe Odessa als Hochdecker gebaut.

Rumpf rechteckig, hat im Längsschnitt dicke Profilform, die im Flug tragen soll. Sperrholzbauart.

Triebwerk: Einbaumöglichkeit eines Harley-Davidson 11 PS-Motors ist vorgesehen.

Tragdeck rechteckig, zweiteilig, freitragend, in Holzbauart, mit Stoff bespannt. Mitteldicker Flügelschnitt. Unausgeglichene Querruder.

Leitwerk: dreieckige Kielflosse, entlastetes Seitenruder, entlastetes Höhenruder, keine Höhenflosse.

Schwimmeranordnung: zwei Schwimmer, durch 4 paarweise verkleidete Streben mit Rumpf verbunden.

Spannweite	10,0 m
Länge über alles	5,1 m
Rumpflänge	4,4 m
Höhe	2,6 m
Flügeltiefe	1,4 m
Flügelfläche	14 m²
davon Querruder	2,5 m²
Höhenruder	2,2 m²
Leergewicht	71 kg
Zuladung	65 kg
also Fluggewicht	136 kg
Flächenbelastung	9,8 kg/m²

— *Wolfow*, Das Leben der Wasserflugsportgruppe Odessa; Samolet (Das Flugzeug) 2, Nr. 2 (16) vom Febr. 1925, S. 31 (2 Sp., 3 Risse, 1 Lichtb.). *Sy., H.* 60316.

Flugzeuge. Segelflugzeug A. W. F.-19, von G. F. Burawo als freitragender Hochdecker entworfen, vom Segelflugverein Mossawiachim, Abt. Krasnaia Presnja, gebaut.

Rumpf oval, in Sperrholzbauart.

Tragdeck trapezförmig, freitragend, dreiteilig, eineinholmig, stoffbespannt, Vorderkante mit Sperrholz beplankt. Unentlastete Querruder.

Leitwerk zweiteiliges, rechteckiges, ausgeglichenes Höchenruder, keine Höhenflosse, unentlastetetes Seitenruder, dreieckige Kielflosse.

Fahrgestell: durchlaufende Achse mit Gummifederung im Rumpfboden.

Spannweite		16,6	m
Länge über alles		6,2	m
Rumpflänge		5,9	m
Höhe		2,6	m
Flügeltiefe an Wurzel und Enden		1,55	m
Flügelschnitt: Feidge und Collins		4	
Flügelfläche		22	m²
davon Querruder		4	m²
Höhenruder		22	m²
Seitenruder		1,5	m²
Gewicht: Flügel mit Querrudern	84 kg		
Rumpf mit Fahrgestell	47 kg		
Leit- und Steuerwerk	14 kg		
Leergewicht	145 kg	145	kg
Zuladung		75	kg
also Fluggewicht		220	kg
Flächenbelastung		10	kg/m²
Gleitgeschwindigkeit		12,3	m/s
Sinkgeschwindigkeit		0,56	m/s

— *W. Jakowlew*, Bau neuer Segelflugzeuge; Samolet (Das Flugzeug) 2, Nr. 5 (19) vom Mai 1925, S. 39 (2 Sp., 3 Risse). *Sy., H.* 60317.

Flugzeuge. Burewestsuk (Sturmvogel)-Kleinflugzeug, Muster C. 2, von W. Newdatschin als freitragender Tiefdecker entworfen, gebaut vom Segelflugverein des Moskauer O. D. W. F.

Rumpf rechteckig, Vorderteil Sperrholz beplankt, hinten stoffbespannt.

Triebwerk auf leichtem Stahlblechrahmen im Rumpfvorderteil befestigt.

Tragdeck trapezförmig, zweiteilig, zweiholmig, dicker Flügelschnitt, ausgeglichene Querruder.

Leitwerk dreieckige Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder, entlastetes Höhenruder, keine Höhenflosse.

Fahrgestell zwei stromlinig verkleidete Streben mit Achsstummeln (Dornier-Falke Bauart).

Spannweite		10,0	m
Länge		6,0	m
Höhe		1,4	m
Flügelfläche		15	m²
Höhenruder		2	m²
Seitenruder		1	m²
Motor: Harley-Davidson		11	PS
Leergewicht		120	kg
Brennstoffvorrat u. a.	35 kg		
Führer	70 kg		
	105 kg		
Zuladung		105	kg
also Fluggewicht		225	kg
Flächenbelastung		15	kg/m²
Leistungsbelastung		20,5	kg/PS
Flächenleistung		0,74	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		80	km/h

— *W. Newdatschin*, Motaviet Burewestnik C-2; Samolet (Das Flugzeug) 1, Nr. 8 (10) vom Aug. 1924, S. 33 bis 34 (4 Sp., 3 Lichtbilder). *Sy.*, H. 60318.

Luftfahrt. Die elektrischen Gefahren der Luftfahrt durch Bildung starker elektrischer Ladungen an Luftfahrzeugen, besonders an Luftschiffen, lassen sich durch geeignete Maßnahmen fast vollkommen beseitigen. Sie können entstehen durch das elektrische Feld der Atmosphäre, durch Bildung von Eigenladung infolge von Reibung und durch funktelegraphische Vorgänge.

Da Ladungen erst bei Funkenbildung gefährlich sind, müssen alle Metallteile leitend miteinander verbunden sein; besonders sind die elektrisch gefährdeten Schraubenspitzen und die Gasventile mit den übrigen Teilen gut leitend zu verbinden. Ist kein Explosivgemisch (Knallgas, Benzin-Luftgemisch) vorhanden, dann ist auch Funkenbildung ungefährlich, daher FT-Kammer unter Überdruck, damit durch Türen kein Gasgemisch eintreten kann. Als Ballonstoff keine Gummistoffe, sondern Stoffhaut, die nicht reibungselektrisch erregt werden kann und guter Leiter ist.

Etwaige Eigenladungen sind nach Möglichkeit schnell auszugleichen, was von selbst durch Spitzenwirkung und Zerstreuung mittels der heißen Auspuffgase geschieht und durch den Wigand-Ausgleichapparat noch beschleunigt werden kann.

Wichtigstes Mittel zur Vermeidung von Zündgefahr ist eine ausreichende meteorologische Beratung, die es ermöglicht jederzeit die elektrische Eigenart der Wetterlage und besonders die Entwicklung von Gewittern rechtzeitig zu erkennen. Durch Wigandsche Apparate kann eine weitgehende luftelektrische Kontrolle ausgeführt werden; der Führer kann so gefährlichen Luftschichten ausweichen. Sollte wirklich einmal ein Luftschiff von einem Blitz getroffen werden, so ist damit keineswegs notwendigerweise eine Zündung verbunden, was durch zahlreiche Fälle bewiesen ist.

— Sonderbericht nach Vortrag von *A. Wigand*, Die elektrischen Gefahren des Luftschiffverkehrs, vor der Deutschen Gesellschaft für technische Physik am 4. Dezember 1925. *H., E.* 60319.

Luftverkehr. Wirtschaftlichkeit von Verkehrsflugzeugen hängt ab von der Reisegeschwindigkeit, Nutzlast und Motorleistung. Da diese mit der dritten Potenz der Geschwindigkeit zunimmt, bedeutet geringe Steigerung der Geschwindigkeit vergrößerte Motoranlage, deren Anschaffungs- und Betriebskosten keinen wirtschaftlichen Gegenwert im Zeitgewinn finden (das ist unrichtig: im Gegensatz zu anderen Fahrzeugen gestattet das Flugzeug die Motorleistung nur mit der ersten Potenz der Geschwindigkeit zu steigern, demnach sind die folgenden Überlegungen richtig. D. Ber.).

Die Wirtschaftlichkeitszahl — Nutzlast mal Geschwindigkeit mal 100 durch Motorleistung — beträgt für Fokker F II 58,8,

für Fokker F. VII mit 450 PS Napier-Lion und 1,55 t Nutzlast 62,2,

für Fokker F. VII mit 400 PS Bristol-Jupiter und 1,65 t Nutzlast 72,2.

Dreimotorige Flugzeuge sind wegen des größeren Triebwerkgewichtes, infolge des getrennten Einbaues, unwirtschaftlicher, besitzen aber höhere Sicherheit, die bei großen Fernflügen und Nachtflügen wichtig. Die Möglichkeit, im Wagerechtflug ohne Höhenverlust mit nur einem Motor zu fliegen, ist ein Ausweg, die Wirtschaftlichkeit zu erhöhen.

— Commercial Aircraft and Efficiency; Bulletin Fokker 2, Nr. 3 vom Dez. 1925, S. 2 bis 5 (4 Sp.). *H., E.* 60320.

Mechanik. Mechanischer Kraftspeicher eines größeren Windkraftwerkes zur Elektrizitätsversorgung ist unweit Moskaus im Bau vollendet worden. Die Windmotoranlage ist nach der Bauart der Z.A.G.I.-Moskau ausgeführt. Die Entwürfe des Akkumulators stammen von G. Ufintsef. Über Bauart ist wenig verlautet. Nach Andeutungen handelt es sich um ein ins Riesige übertragenes Kreiselsystem,



bei dem hochglanzpolierte Kreiselschwungräder im Hochvakuum laufen. Zur Reibungsverminderung soll angeblich der größere Gewichtsteil der Kreisel durch Elektromagnete ausgeglichen sein, wodurch Anwendung dünner, selbsteinstellender Achsen möglich. Aufspeicherung und durch Kuppelung Möglichkeit beliebiger auch teilweiser Ausnutzung der Spitzenleistungen bei Höchstgeschwindigkeit und Aufspeicherung der Energie bis auf 7 Tage. Die Abmessungen hängen von der erforderlichen Belastung der örtlichen Windstärke und -häufigkeit.
— Sonderbericht. *Sy.*, *H.* 60321

Motoren. Bristol-Cherub III der Bristol Aeroplane Co. Ltd., Filton-Bristol, entsprechend den geänderten Bestimmungen der Leichtflugzeugwettbewerbe, abgeänderte und vervollkommnete Bauart des Bristol-Cherub-Motors (vgl. 52420).

Zylinder: Bohrung vergrößert, Kopf etwas anders ausgebildet, neuartige Ventile mit dreifachen Federn.

Kolben mit verbessertem Ölabstreifring.

Kurbelwelle kleiner, stärker und symmetrischer.

Zündung: Doppelzündung durch doppelpoligen Walford-Magnet.

Vergasung durch besonderen Zenith-Vergaser, der völlig mit dem Gehäuse verbunden ist. Höhenregelung ist mit Drosselklappe verbunden; bei geschlossener Klappe Vergasung wie am Boden. Zünderstellung und Drosselung miteinander gekuppelt.

Preßschmierung mit Ölreiniger.

Hinterende so ausgebildet, daß Motor leichter ein- und ausgebaut werden kann als der vorige.

Bohrung	90	mm
Hub	90,5	mm
Zylinderinhalt	1,228	l
Verdichtungsverhältnis	5,5	
Höchstleistung bei 3200 U/min	36	PS
Betriebsleistung bei 2900 U/min	33	PS
Brennstoffverbrauch	9	l/h
Ölverbrauch	0,6	l/h

Brennstoffart: 60 vH Benzin, 40 vH Benzol.

—The Bristol Cherub, Series III; The Aeroplane **30**, Nr. 1 vom 6. Jan. 1926, S. 22 bis 23 (3 Sp., 2 Lichtb., 1 Schaub., Zahlenang.). *H.*, *E.* 60322.

Motoren. Roberts-RAI-Motor, Muster 6 Z, eine Weiterentwicklung des ventillosen 6 X-Motors.

Zylinder: 6 in Reihe.
Vergaser: Zenith.
Wasserkühlung.

Bohrung	107,95	mm
Hub	114,30	mm
Trockengewicht	113,2	kg
Trockengewicht mit Anlasser und Batterie	132,0	kg
Leistung	100	PS
Drehzahl	1600	U/min

— Roberts RAI Engine; Aero Digest **8**, Nr. 1 vom Januar 1926, S. 40 (1 Sp., 1 Lichtb.). *H.*, *E.* 60323.

Motoren. Farman-500-PS-12-Zylinder, Muster 12 W. E, s. Abb.

Bohrung	130	mm
Hub	160	mm
Zylinderzahl	12	
Verdichtung	5,5 bis 6,5	
Leistung	500	PS
Drehzahl	2150	U/min
Trockengewicht bei unmittelbarem Schraubenantrieb	470	kg
Schraube Muster S.T.A.	13,8	kg
Untersetzung 1:2	39,5	kg
elektrischer Anlasser	20,0	kg
Dynamoantrieb	1,5	kg
Zwei A.M.-Brennstoffpumpen	6,6	kg
Dynamo und Umformer	28,0	kg
Batterie	26,0	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,230	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,010	kg/PSh

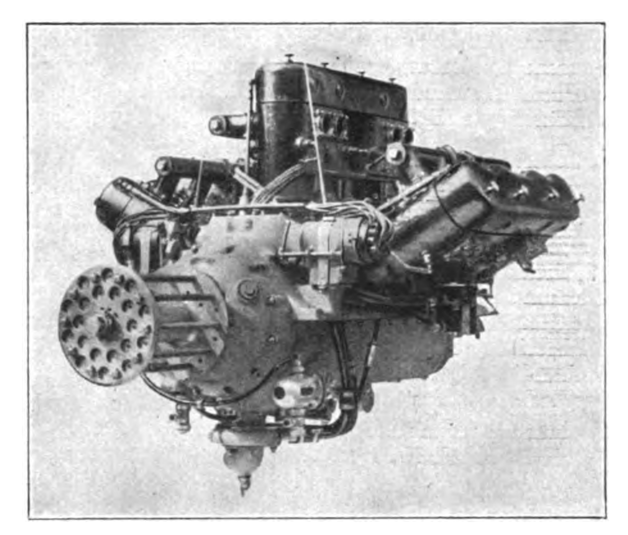


Abb. zu 60324. Farman-500-PS-12-Zylinder.

— Sonderbericht. *H.*, *E.* 60324.

Motorschmierung. Mineralöle sind als Schmieröle in Verkehrsflugzeugen verwendbar, wenn Ölreiniger und -kühler eingebaut und die Rückstände sorgfältig untersucht werden.

Da bei fortschreitender Entwicklung mit seltenerem Reinigen und Prüfen der Motoren gerechnet werden kann, die Mineralöle aber wegen der geringeren Adhäsion größeren Verschleiß bedingen und daher öfteres Überprüfen erfordern, wird für die Verkehrsgesellschaften trotz des höheren Anschaffungspreises die Verwendung von Pflanzenölen wirtschaftlicher sein. Die Grenze der Wirtschaftlichkeit für Mineralöle liegt bei etwa 90- bis 95stündiger Betriebsdauer ohne Überholen.

Zusammengesetzte Öle würden manche Vorteile bieten: Einschränkung des Verbrauches, größere Billigkeit und Verringerung der organischen Bestandteile.

— *H. Jancel*, Considérations pratiques sur le graissage des moteurs d'avions commerciaux au moyen des huiles minérales; L'Aéronautique **7**, Nr. 79 vom Dez. 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, Nr. 36, S. 461 bis 464 (8 Sp., 1 Skizze, 1 Schaubild.). *H.*, *E.* 60325.

Motorschmierung. Ölkühler müssen angewendet werden, wenn die Öltemperatur beim Verlassen des Motors höher als 100° wird, da dann die Schmiereigenschaften bedeutend nachlassen; man sollte die Öltemperatur sogar nicht viel über 65° steigen lassen.

Bei längeren Flügen wirkt sonst nur die Oberfläche der Leitungen usw. als Kühler, nicht etwa auch das Öl im Behälter, in den das gebrauchte Öl zurückläuft, da Temperaturunterschied sich ausgleicht; daher nicht unnötig große Ölmengen und Behälter, die Gewichtsvermehrung bedeuten, einbauen.

Oberfläche an Rohrleitungen und Behältern zu gering, infolgedessen Einbau eines besonderen Kühlers zwischen Motor und Tank nötig, da dann nach einer gewissen Zeit, ¾ bis 1 h, eine gleichbleibende, niedrige Öltemperatur im Behälter erreichbar. Die minutlich zu kühlende Menge ist verhältig der minutlichen Wärmemenge und umgekehrt dem Temperaturunterschied zwischen Öl und Außenluft.

Jahreszeit und Höhenunterschied haben daher großen Einfluß, besonders letzterer, da infolge der Leistungsabnahme auch abzuführende Wärmemenge geringer, die Kühlwirkung aber wegen der Temperaturänderung noch erhöht wird.

Ölkühler wegen der Zähigkeit des Öles und seiner größeren Adhäsion mit nicht zu geringen Querschnitten, nicht dünner als 3 mm; Kühler aus Röhrchen mit zusammenhängenden Kühlrippen besser als Lamellenkühler. In manchen Fällen genügt gerippte Behälterwandung, die Luftstrom ausgesetzt ist.

Standversuche mit einem 300 PS-Hispano-Suiza haben gute Übereinstimmung mit Theorie ergeben und gezeigt, daß ohne Kühler bei etwa einstündiger Betriebsdauer die Öltemperatur auf etwa 100° ansteigt und das Bestreben zeigt, noch weiter zu steigen, weswegen Versuch abgebrochen wurde, um Bruch zu vermeiden: Erklärung für viele Unfälle; bei zweitem Versuch mit Ölkühler stellte sich in gleicher Betriebszeit eine gleichbleibende Öltemperatur von etwa 90° ein, die zeigte, daß Kühlung gerade noch ausreicht. — *N. Champsaur*, Établissement du circuit du graissage sur avion; L'Aéronautique **7**, Nr. 79 vom Dez. 1925, Beilage L'Aérotechnique **8**, Nr. 36, S. 455 bis 460 (12 Sp., 2 Schaubilder, Zahlenang.). *H.*, *E.* 60326.

Segelflug. Normung und Abnahme. Die russischen Segelflugzeuge werden eingeteilt:

1. Rekordflugzeuge, dürfen bei Flugwetter bei beliebigen Windstärken fliegen;

2. Übungsflugzeuge, dürfen nur bei einer Windhöchstgeschwindigkeit fliegen, die 5 vH über der Einheitsgeschwindigkeit liegt, und wenn die Böigkeit, Unterschied der größten und kleinsten Windgeschwindigkeit, 44 vH der Einheitsgeschwindigkeit nicht überschreitet.

Startplatz soll bei 50 m Höhe und mehr höchstens 1:5 abfallen.

3. Schulflugzeuge, dürfen nur fliegen, wenn die Windgeschwindigkeit 87 vH, die Böigkeit 35 vH nicht überschreitet.

Startplatz soll bei 30 m Höhe höchstens 1:5 abfallen.

Lastvielfache für Segelflugzeuge:

Belastungsfall	*A*	*B*	*C*	*D*	Ruder und Flossen
Rekordflugzeuge .	6,00	4,00	1,75	2,50	50 kg/m²
Übungsflugzeuge .	4,50	3,00	1,30	2,50	35 kg/m²
Schulflugzeuge . .	3,00	2,00	1,00	2,50	20 kg/m²

— *E. J. Maioranow*, aus: Grundlagen der Normung und Abnahme von Segelflugzeugen und Flugzeugwerkstoffen; Beitrag zur Sammlung der Ergebnisse des 2. Allrussischen Segelflugwettbewerbes, Verlag: Aviachim S.S.S.R., Moskau 1925, S. 5 bis 20. *Sy.*, *E.* 60327.

Stabilität. Das formstabile Parabelflügelmodell wurde 1924 und 1925 von B. J. Tscheranowsky und W. P. Wetsinkin in der Z. A. G. I. Moskau erforscht. Der untersuchte Flügel hatte zwei Profile.

Stabilitätsrechnungen bei formstabilen Tragwerken verwickelter Gestalt (insbesondere organische, z. B. Ahorn, Zanonia usw.) mit nach der Flügelbreite sich ändernden Profilen, Flügeltiefen-, dicken und Anstellwinkeln überhaupt nur möglich und erfolgreich bei der Annahme der Zerlegbarkeit des Tragflügels in einzelne der Flugrichtung parallele, sich aerodynamisch nicht beeinflussende Streifen, die rechnerisch einzeln behandelt werden können. (Etwaige Interpolation nicht ausgeschlossen; nachfolgend einfache rechnerische bzw. zeichnerische Summierung aber langwierig und zeitraubend.)

Versuche bestätigten diese Annahme und rechtfertigten diese Rechnungsart als erste, genügende Annäherung, Vergrößerung des Randwiderstandes: W_i bei Parabelflügel rd. 8 vH, wird bei Nurflügelbauart durch Wegfall des Rumpfwiderstandes vollends ausgeglichen (oder sogar überwogen, was auch der Zweck ist). Stabilitätstheoretisch möglich ist auch ein formstabiler Tragflügel (etwa Dunne oder Zanoniaform), bei dem der mittlere Teil Abtrieb, die Enden aber Auftrieb erzeugen, dabei aber sehr ungünstige Schwerpunktlage und Auftriebverteilung, beträchtlich vergrößerter Randwiderstand Versuche auch mit anderen Flügelformen werden fortgesetzt.
— Sonderbericht. *Sy.*, *H.* 60328.

Strömung. Modellversuche zum Fokker C IV. Verschiedene Modelle 1:12 ohne Querruder, deren Flügelschnitte von der Firma als »Normalprofil«, »F VI-Profil« und »Soesterberg« bezeichnet werden, wurden nach Auftrieb, Widerstand und Drehmoment von Ober- und Unterflügel für sich, als Doppeldecker ohne und mit Rumpf untersucht. Leitwerk, Stiele und Fahrgestell wurden der Einfachheit halber sowie mit Rücksicht auf die Verschiedenheit gegenüber der großen Ausführung weggelassen und ihre Luftkräfte nach anderen Messungen ergänzt.

Modellherstellung: Profilzeichnungen wahrer Größe wurden in 32 Punkten aufgemessen und in Modellgröße auf Zinkschablone übertragen, deren Genauigkeit mikroskopisch auf 0,05 mm geprüft wurde. Danach wurden eiserne Gegenschablonen gefertigt, die durch Paßkanten auf Reißplatte ausgerichtet wurden und zur Herstellung der Modelle aus dreifach gesperrtem Mahagoniholz dienten; deren Schnitte wurden auf 0,2 mm nachgeprüft und, wenn sie sich verzogen hatten, nachgearbeitet.

Meßverfahren: Aufhängung wie in Göttingen, Anstellwinkelverstellung wie in Issy bei der Section Technique Aéronautique, der Widerstand der Aufhängedrähte wurde durch Widerstandsmessung an stromlinigen Stäbchen von 200 bzw. 400 mm Länge ausgeschaltet. Gleichzeitig erhielt man Unterlagen für die Stielwiderstandsberechnung.

Auswertung: Mit den Berichtigungen wegen der Draht-Zugkräfte und -Widerstände ergeben sich Auftrieb und Widerstand der Modelle und aus diesen unbenannte Beiwerte (diese werden in Holland jedoch auf den doppelten Staudruck bezogen; im folgenden sind die Zahlen wiedergegeben, wie bei uns üblich! D. Ber.). Das Drehmoment wurde vom vorderen Aufhängepunkt in etwa 0,2 der Flügeltiefe auf die Flügelvorderkante umgerechnet.

Ergebnisse: Der Profilwiderstand, der sich durch Abziehen des Randwiderstandes nach einer Näherungsformel ergibt, ist durchschnittlich für Einzelflügel mit Normalprofil 0,011, mit F VI-Profil 0,015; beim Auftrieb Null für beide Profile gleich. Der Widerstand von Doppeldeckern ist je nach Profil um das bzw. 0,010-, 0,015-, 0,011fache des Quadrates der Auftriebsbeizahl kleiner als für die Einzelflügel; dabei sind Auftriebsbeizahlen unter 0,6 wegen der geringen Kräfte, über 1,2 wegen Stromlinienablösung fortgelassen. Die Prandtlsche Tragflügeltheorie ergibt unter vereinfachenden Annahmen für diesen Wert 0,012.

Der Höchstauftrieb des Doppeldeckers sinkt gegen den Eindecker gar nicht oder nur um 3 vH.

Der Rumpf erhöht den Doppeldecker-Widerstand je nach Profil mehr oder weniger als seinen eigenen Widerstand. Die Polarkurven der Doppeldecker aus den drei Profilen sind nahezu gleichwertig, jedoch für das Normalprofil am besten.

Kühler, die im Modell durch Metallgase ersetzt werden können (vgl. 50312), erhöhten den Rumpfwiderstand eingezogen um 25 vH, ausgeschoben um 45 vH, obgleich ihre Fläche nur 6 bzw. 37 vH des Hauptspantes betrug. Kleine Öffnungen zwischen Kühler und Rumpf hatten wenig Einfluß.

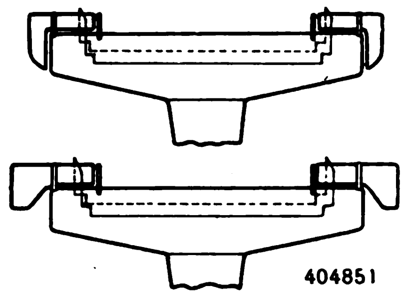
Anbringen beider Windschirme und Öffnen der Sitze erhöhten den Kleinstwiderstand des Rumpfes um 58 vH. — Onderzoek van de modellen van verschillende uitvoeringen van het Fokker C IV vliegtuig; Verslagen en Verhandelingen van den Rijks-Studiedienst voor de Luchtvaart, Teil III. Amsterdam 1925, Bericht A 76, S. 121 bis 168 (46 S., 21 Skizz. d. Modelle, d. Meßanordnung, Kräfte- und Momentenberechnung, 13 Schaub. d. Ergebnisse, 21 Zahltaf.); bisher nicht veröffentlicht. *E.* 60329.



Patentschau.

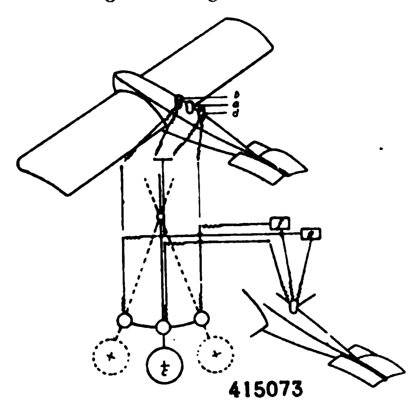
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

404851/77h. 5/ Zus. zu 379871, Flugzeug. R. Jarmorkin, Berlin. B 29. 3. 23 V 9. 10. 25. Im Hauptpatent ist eine Vorrichtung zur selbsttätigen Stabilisierung eines Flugzeugs beschrieben, die in Stabilisierungsflächen besteht, die mit Abstand vor den Flugzeugtragflächen frei beweglich und unter sich so verbunden angebracht sind, daß bei Verschwenkung einer Fläche durch einen von vorn und gleichzeitig seitlich einfallenden Windstoß die andere Tragfläche gegenläufig verschwenkt wird. Durch diese gegenläufige Verschwenkung der beiden Flächen wird die Hubkraft auf der einen Flugzeugseite vermindert und auf der anderen vergrößert, so daß ein Drehmoment entsteht, daß der kantenden Wirkung des Luftstoßes entgegenwirkt. Dies tritt aber in vollem Maße nur ein, wenn der Windstoß außer



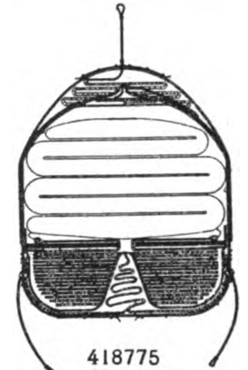
von der Seite auch von vorn einfällt, nicht dagegen, wenn ein Windstoß genau seitlich oder sogar etwas von rückwärts das Flugzeug trifft, weil er sich in diesem Falle an den Stabilisierungsflächen erst auswirkt, nachdem er seinen schädlichen Einfluß bereits auf die Tragflächen ausgeübt hat. Um diesen Nachteil zu beseitigen, werden erfindungsgemäß in einigem Abstand von den Flügeln an sich bekannte, aber frei bewegliche und selbsttätig einstellbare Stabilisierungsflächen angeordnet, die die Seiten- und Vorderkanten der Flügel umgreifen.

415073/77h, 5. Lichtsignal für Luftfahrzeuge, insbes. Flugzeuge. E. Hönig, Berlin. B 25. 10. 24. V 30. 10. 25. Nach der Erfindung sind Signallichter auf dem Flugzeug



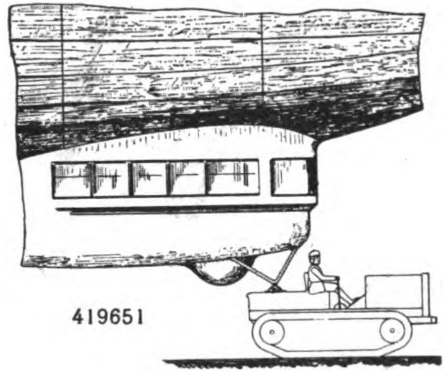
derart mit einem Schaltapparat verbunden, daß durch die Art der Unterbrechung der Signallichter das Steigen oder Fallen des Luftfahrzeugs angezeigt wird. Beispielsweise kann durch ein rotes Licht *b*, das durch ein Pendel *c* hinzugeschaltet wird, das Fallen eines Flugzeugs, durch Hinzuschaltung eines grünen Lichtes *d* sein Steigen angezeigt werden, oder es können bei Anordnung nur eines weißen Lichtes *a* durch ein Pendel mittels eines Unterbrechers *f* oder *g* beim Fallen kurze, beim Steigen lange Blinkzeichen ausgelöst werden.

418775/77h, 5. Sicherungsvorrichtung an Fallschirmen. A. R. Thörnblad, Stockholm. B 13. 4. 23. V 14. 9. 25. Bei Fallschirmen ist es von Bedeutung, zu verhüten, daß der eigentliche Schirm während der Entfaltung mit dem stürzenden Luftfahrzeug in Berührung kommt. Das Entfalten soll erst dann stattfinden, wenn der Schirm den das Luftfahrzeug unmittelbar umgebenden Raum verlassen hat. Bei den bisher bekannten Fallschirmen ist dieser Forderung nicht genügend Rechnung getragen. Gewöhnlich liegt nämlich das Auswicklungsseil im Luftfahrzeug aufgewickelt, und deshalb zieht es den Fallschirm aus seiner Hülle heraus, wenn es stecken oder an einem Teil des Luftfahrzeuges hängen bleibt, und zwar so früh, daß der Schirm, wenn er sich ausbreitet, mit dem Luftfahrzeug in Berührung kommen kann. Um dies zu vermeiden, ist nach der Erfindung das



die Fallschirmhülle mit dem Luftfahrzeug verbindende Seil in einer Hülle verpackt, die unmittelbar am Fallschirmstoff angeordnet ist. Zweckmäßig wird hierbei der obere größere Teil des Seiles in der obersten von drei die Schirmhülle ausfüllenden Kammern verpackt.

419651/77h, 15. Einrichtung zum Verankern von Luftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen, und B. Schnitzer, Akron (V. St. A.) V 8. 4. 24 V 6. 10. 25. Das Luftschiff wird mit einem nahe dem Bug des Schiffes befindlichen Ankerpunkt unmittelbar unter Zwischenschaltung von Dämpfungseinrichtungen (Federn, Puffer) an einem besonders schweren, im Gelände nach allen Richtungen beweglichen Fahrzeug (Schleppwagen) verankert, so daß es diesem gegenüber drehbar bleibt; der



Ankerpunkt ist am Vorderteil der in üblicher Weise nahe dem Bug angeordneten Führergondel vorgesehen; am Achterende wird das Luftschiff von einem Lenkrad unterstützt. Der Schleppwagen ist mit einer Winde oder einem Spill zum Einholen des Ankertaus versehen.

Patentwesen. Mit Wirkung vom 1. Januar 1926 ab sind in der Patentklasseneinteilung seitens des Patentamtes umfangreiche Änderungen vorgenommen worden. Vor allem ist es endlich als nicht mehr haltbar anerkannt worden, daß die Luftfahrt in der Klasse 77 hinter Sport, Spielen, Spielzeugen, Volksbelustigung und Theatereinrichtungen als Unterklasse 77h mit der Überschrift »Luftschifffahrt, auch Drachen« geführt wird. Wie in dem Vorwort zur vierten Auflage der in Carl Heymanns Verlag, Berlin W 8, vor kurzem erschienenen, im Reichspatentamt bearbeiteten **„Gruppeneinteilung der Patentklassen"** mit Recht zum Ausdruck gebracht wird, stand die bisherige Einordnung im Widerspruch zu der gewaltigen Bedeutung und Ausdehnung, die das Flugwesen (und natürlich auch das Luftschiffwesen — Ref.) inzwischen gewonnen hat. Die Luftfahrt ist daher in der neuen Einteilung einer besonderen, neu eingerichteten Klasse zugewiesen, und zwar der **Klasse 62**, die seit dem Jahre 1900 keinen Inhalt mehr hatte. Wie aus der nachstehenden Übersicht hervorgeht, ist gleichzeitig die Unterteilung der neuen Luftfahrtklasse gegenüber der früheren nicht nur dem heutigen Stande der Technik angepaßt, sondern auch erheblich verfeinert worden. Aus den 15 Gruppen, die die Klasse 77h aufwies, sind fast neunmal so viel, nämlich 129 Gruppen



geworden, die man in drei Unterklassen 62a, b und c eingegliedert hat[1]).

Von den übrigen Klassen, die ebenfalls größere Einteilungs-Änderungen erfahren haben, seien hier nur erwähnt die Klassen: 42 (Instrumente), 46 (Brennkraftmaschinen usw.), 63 (Wagenbau, Kraftfahrzeuge und Fahrräder) und 65 (Schiffbau- und Seewesen). In allen 89 Patentklassen hat sich die Zahl der Gruppen von 8000 auf 9739 erhöht.

Die neue **„Klasse 62, Luftfahrt"** unterteilt in der **Unterklasse 62a, Luftschiffe** (Luftfahrzeuge mit gasgefülltem Tragkörper als Hauptauftriebsmittel), Ballone (ohne Motor) in (1) Fesselballone, (2) Freiballone; Prallschiffe (mit Luftsack) in (3) Prallschiffe ohne Hüllenversteifung (unstarre Luftschiffe, auch Prallmantelschiffe), (4) Prallschiffe mit Hüllenversteifung (halbstarre Luftschiffe); Starrschiffe in (5) Bauelemente, (6) Gerüstkonstruktion (Tragkörperform), (7) Leitwerk (Dämpfungs- und Steuerflächen), (8) Außenhülle und Gaszellen (auch Netzwerk), (9) Gasschächte und Gasabführung, (10) Kabinen und Gondeln, (11) Einbau der Antriebselemente und (12) sonstige Einrichtungen an Starrschiffen (letztere vier Gruppen behandeln die betreffenden Einrichtungen nur, sofern sie in konstruktivem Zusammenhang mit dem Gerüst stehen); Luftschiffe mit dynamischen Hilfstragmitteln in (13) solche mit Tragflächen, (14) solche mit Hubschrauben und sonstigen von Kraftquellen angetriebenen Hilfstragmitteln; Luftschifftragkörper verschiedenartiger Ausbildung in (15) Tragkörperformen allgemein, (16) und (17) Tragkörper veränderlicher Form bzw. veränderlicher Lage; Gasfüllung in (18) Traggasarten (auch Heißluft und Luftverdünnung), (19) Mittel zur Auftriebsänderung des Traggases (Beheizung, Kühlung), (20) Brandschutz (Schutzgase), (21) Gasfüllanlagen und Füllverfahren; Mittel zur Abführung des Traggases in (22) Ventile, (23) Reißbahnen und (24) Sonstige Mittel (Gasschächte, Absaugvorrichtungen u. a.); Hüllenstoffe und Leinenwerk in (25) starre Hüllenstoffe, (26) Stoffhüllen (gummiert, imprägniert, metallisiert u. a.), (27) Tierhauthüllen, (28) Sonstige Hüllen und (29) Leinenwerk und Befestigungsmittel; Ballast und Ballastgewinnung in (30) Ballastbehälter und (31) Ballastgewinnung; Antriebsmittel (nur für Luftschiffe) in (32) Motorenanordnung und Einbau und (33) Propelleranordnung (auch Röhrenluftschiffe); Mittel zur Steuerung und Stabilisierung (nur für Luftschiffe) in (34) Steuermittel und (35) Stabilisierungsmittel; Gondelanordnung und Unterbau in (36) Gondeln allgemein, (37) Bewegliche Gondeln (schwenkbar, einziebar, herablaßbar, abwerfbar), (28) Gondelabfederung, Schutzeinrichtungen, Fahr- und Schwimmeinrichtungen an der Gondel und (39) Kabinenausbau; Verankerungs- und Transporteinrichtungen für Luftschiffe in (40) Luftschiffanker, (41) Ankermasten, Ankerwagen und sonstige Hilfsmittel für Verankerung von Luftschiffen im Freien sowie Mittel zur Beförderung von Luftschiffen in oder aus Luftschiffhallen und (42) Hilfsgeräte für Verankerung und Transport; Sonstige Einrichtungen an Luftschiffen in (43) Luftschiffe mit Einrichtungen für Landvermessung, Landbewässerung, Schutzeinrichtungen am Tragkörper u. a. und (46) Sonstiges.

Die **Unterklasse 62b, Flugzeuge** (Luftfahrzeuge mit dynamischem Auftrieb), unterteilt Flugzeuge ohne Motor in (1) Drachen und (2) Gleit- und Segelflugzeuge; Flugdrachen (Drachenflugzeuge, mit Tragflächen und Kraftantrieb) in (3) Rumpf (einschl. Kabinen), (4) Tragflächen (Bauart), (5) Anordnung von Tragflächen (Zellenaufbau, Staffelung u. a.), (6) Verstellbare Tragflächen, (7) Tragflächen veränderlicher Größe, (8) Tragflächen veränderlichen Profils (auch Verwindung), (9) Rotierende Walzen mit Auftriebswirkung (Magnuseffekt), (10) Stabilisierungsmittel, vom Führer einstellbar (11) Selbsttätige Stabilisierung durch Pendel, (12) durch Kreisel, (13) durch Fühlflächen, (14) durch sonstige Mittel, (15) Leitwerk (Höhen- und Seitensteuer, Dämpfungsflächen), (16) Steuerhebel, Steuergetriebe, (17) Bremsflächen und sonstige Mittel zur Geschwindigkeitsänderung, (18) Motorenanordnung und Einbau (nur für Flugdrachen), (19) Propelleranordnung (nur für Flugdrachen), (20) Einbau von Brennstoffbehältern, (21) Einbau von Kühlern, (22) Maschinengewehre und Geschütze (Einbau), (23) Maschinengewehre und Geschütze (Steuerung), (24) Konstruktionsteile und Verbindungen; Schraubenflugzeuge (Schraubenflieger, Auftrieb durch Hubschrauben) in (25) allgemein, (26) mit Hubschrauben veränderlicher Steigerung und Form, (27) mit schwenkbaren Hubschrauben, (28) mit an den Schraubenflügeln angreifendem Antrieb, (29) mit Tragflächen und Fallschirmen und (30) Gefesselte Schraubenflugzeuge; Schwingenflugzeuge (mit vogelartig auf- und niederschlagenden Flügeln) in (31) allgemein, auch Antriebe, (32) mit veränderlicher Schwingengröße (Klappen, Schieber, Ventile), (33) mit veränderlichem Schwingenausschlag und (34) mit veränderlicher Schwingenneigung; Sonstige Antriebsmittel für Flugzeuge in (35) Schaufelräder (umlaufende Treibflächen, fest oder drehbar, um zur Antriebswelle parallele Achsen), Segelräder (mit unstarren, ausbreitbaren Treibflächen) und baggerartig wirkende Treibflächen (an endlosen Bändern), (36) Wendeflügelräder (umlaufende, um radiale Achsen drehbare Treibflächen), (37) Antrieb durch Rückstoßwirkung von Gasen oder Preßluft (Reaktion), (38) Rotierende Walzen und sonstige auf dem Magnuseffekt beruhende Treibmittel und (39) Sonstige Antriebsarten (hin- und hergehende Treibflächen, Antrieb durch Massenbeschleunigung, Zentrifugalkraft u. a.); Flugzeugunterbau (Fahrgestelle, Schwimmer, Wasserflugzeuge, Bremsen, am Flugzeug befestigte Halte- und Abstoßvorrichtungen, Erdfühler) in (40) Laufräder (Radbauart) und Kufen, (41) Feste Fahrgestelle, (42) Verstellbare Fahrgestelle (schwenkbar, hochziehbar), (43) Schwimmer (Bauart des schwimmfähigen Körpers), (44) Schwimmerflugzeuge (Schwimmeranordnung), (45) Flugboote, (46) Flugzeuge für Land und Wasser (Universalflugzeuge) und (47) Halte- und Bremsvorrichtungen sowie sonstige mit dem Flugzeug verbundene Mittel zur Erleichterung von Start und Landung, auch Erdfühler (landfeste Start- und Landevorrichtungen); Sonstige Einrichtungen an Flugzeugen in (48) Entlastete Flugzeuge (mit gasgefüllten Bauteilen) und (51) Sonstiges.

Die **Unterklasse 62c, Allgemeine Einrichtungen für Luftfahrt** (gemeinsam für Luftschiffe und Flugzeuge), unterteilt Luftschrauben in (1) Luftschraubenformen (auch Flügelanordnung), (2) Hölzerne Luftschrauben, auch mit Metallbelag, (3) Metalluftschrauben, (4) Luftschraubennaben und Flügelbefestigung, (5) Verstellbare Luftschrauben (mit Mitteln zur Änderung von Steigung, Durchmesser, Flügelneigung während des Betriebes), (6) Luftschrauben mit selbsttätig veränderlicher Flügeleinstellung, (7) Schwenkbare Luftschrauben, (8) Sonstige Luftschrauben (Ruderschrauben, Turbinenpropeller u. a.), (9) Zusätzliche Einrichtungen zur Verbesserung des Wirkungsgrades von Luftschrauben (Ummantelungen, Leitflächen, Gegenpropeller u. a.), (10) Antrieb von Luftschrauben (Kraftübertragungsmittel zwischen Motor und Luftschraube) und (11) Hilfsmittel zur Herstellung von Luftschrauben; Antriebsmaschinen und Zubehör (allgemein für Luftfahrzeuge) in (12) Motoren- und Propelleranordnung und Einbau, (13) Kühler (sofern ausschl. für Luftfahrzeuge), (14) Brennstoffbehälter (sofern ausschl. für Luftfahrzeuge) und (15) Sonstiges Motorzubehör; Einrichtungen zum Abwurf und zur Aufnahme von Lasten, auch Abwurfgeschosse, in (16) Luftbomben und andere Abwurfgeschosse, (17) Lufttorpedos und unbemannte Angriffsflugzeuge, (18) Abwurfvorrichtungen für Geschosse und andere Lasten (19) Zielvorrichtungen für Lastabwurf und (20) Lastaufnahmeeinrichtungen, auch für Post, Fracht, Betriebsstoff; Fallschirme und sonstige Rettungsvorrichtungen in (21) Fallschirme mit Öffnung allein durch den Luftdruck, (22) Fallschirme mit besonderen Hilfsmitteln zum Öffnen und (23) Sonstige Rettungsvorrichtungen; Sonstige Einrichtungen für Luftfahrt in (24) Bauelemente (allgemein), (25) Mittel zur Orientierung und Navigation, (26) Meßinstrumente (Einbau im Luftfahrzeug), (27) Einrichtung von Flugplätzen (Anlage, Kennzeichnung, Beleuchtung, Ortsfeste Einrichtungen zur Erleichterung des Startens und Landens, Lehrapparate u. a.), (28) Luftbahnen, an Führungsschienen geführte Luftfahrzeuge), (29) Luftfahrzeuge mit Einrichtungen für Fernsteuerung, drahtlose Telegraphie u. dgl.) und (32) Sonstiges (Versuchseinrichtungen, Windkanalanlagen u. a.).

[1]) Die neue Klassen- und Gruppeneinteilung findet in den Patentschriften erst von der Nummer 424661 ab, in den Gebrauchsmustern von Nr. 934801 ab Berücksichtigung. Alle Patente mit kleineren Nummern tragen zwar die alte Gruppenzahl, sind aber in dem gruppenweise geordneten Recherchematerial in der Auslegehalle des Patentamts in der zuständigen neuen Gruppe zu finden, sobald die einige Zeit beanspruchende Umordnung dieses Materials beendet ist.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

4. Heft | 27. Februar 1926 | 17. Jahrgang

Über den Autogyro von de la Cierva.

Neben seiner großen Geschwindigkeit hat das Fliegen in den Augen der meisten Menschen noch einen zweiten Vorzug über alle anderen Fortbewegungsarten: Die Bewegungsfreiheit, die Möglichkeit, ungehindert durch die Gestaltung des Erdbodens und ohne auf den Verlauf der gebahnten Straßen Rücksicht zu nehmen, sich seinen Weg ganz nach Belieben wählen zu dürfen. Leider ist das Flugzeug in seiner heutigen Zeit und Entwicklungsstufe von diesem Ideal noch recht weit entfernt. Infolge seiner verhältnismäßig hohen Start- und Landegeschwindigkeit erfordert es nicht nur an der Abflug- und Landestelle große ebene, hindernisfreie und glatte Plätze, sondern es müssen auch längs der Flugbahn in deren ganzen Ausdehnung, infolge der Möglichkeit einer Notlandung, solche Plätze in ziemlich dichter Folge vorhanden sein. So ist Anfangs- und Endpunkt sowie der zu wählende Weg für das Flugzeug kaum weniger Beschränkungen unterworfen als für die meisten anderen Fortbewegungsmittel, solange man an der Forderung absoluter Sicherheit festhält. Es ist nicht anzunehmen, daß das Fliegen wirklich volkstümlich wird wie jetzt das Automobilwesen, bevor die Ursache dieser Gebundenheit — die hohe Geschwindigkeit, die das Flugzeug haben muß, um zu schweben, d. h. von der Luft getragen zu werden — nicht durch geeignete Maßnahmen beseitigt wird. An diesem wichtigsten Problem des Flugzeugbaues wird zurzeit eifrig gearbeitet.

Es sind hierbei zwei Richtungen gangbar. Einmal kann man durch verschiedene Mittel den Auftrieb des Flugzeuges erhöhen, so daß eine geringere Geschwindigkeit als bisher ausreicht, das Flugzeug in Schwebe zu halten, ohne aber den Flügel selbst allzugroß machen zu müssen. Hierher gehören die Schlitzflügel von Lachmann und Handley-Page und viele andere in der Patentliteratur zu findenden Vorschläge einschließlich der jetzt so populär gewordenen Flettner-Rotoren. Da es auf eine sehr erhebliche, etwa dreifache Herabsetzung der Schwebegeschwindigkeit ankommt, d. h. eine etwa 9fache Erhöhung des Höchstauftriebes, so ist auf diesem Wege nur eine sehr langwierige Entwicklung zu erhoffen.

Radikaler ist der zweite Weg, der durch Verwendung der Hubschraube gekennzeichnet ist. Hierbei wird Auftrieb erzeugt, ohne daß das Flugzeug eine merkliche Horizontalgeschwindigkeit aufzuweisen brauchte, es würde also dadurch die Schwebegeschwindigkeit mit einem Schritt zu Null gemacht werden. Trotzdem bereits eine ansehnliche Anzahl von Hubschrauben-Flugzeugen größere Flüge bis zu 1 km (allerdings stets nur in 2 bis 3 m Höhe) zurückgelegt haben, ist die Frage der Sicherheit und wirtschaftlichen Brauchbarkeit noch sehr weit in ihrer Lösung entfernt, da die Betätigung der Hubschraube sehr hohe Leistungen und einen schweren, verwickelten Antriebsmechanismus erfordert, auf dessen sicheres Funktionieren man aber angewiesen ist, da eine senkrechte Landung bei den jetzigen Bauarten nur bei angetriebener Hubschraube möglich ist.

Nun ist vor einigen Jahren vom spanischen Ingenieur de la Cierva ein dritter Weg zur Verminderung der Schwebegeschwindigkeit in die Diskussion geworfen worden. Diese Lösung war derart unerwartet und eigenartig, daß sie von der Fachwelt einfach nicht ganz ernst genommen worden ist. Da jetzt behördlich bestätigte Windkanaluntersuchungen dieser Autogyro genannten Vorrichtung vorliegen und solche Maschinen bereits im Fluge erfolgreich erprobt worden sind, halten wir es für zeitgemäß, unsere Leser ausführlich mit dem Wesen dieser interessanten Erfindung bekanntzumachen.

De la Ciervas Autogyro stellt einen Mittelweg zwischen einem Drachenflugzeug und Hubschrauber dar. Gleich letzterem erreicht der Erfinder einen höheren Auftrieb bei geringer Fluggeschwindigkeit dadurch, daß er die Tragflügel seines Apparates rotieren läßt. Dabei vermeidet er aber die Schwierigkeit des Antriebes der Flügel dadurch, daß er dieselben wie Windmühlenflügel durch den Fahrtwind betätigen läßt. Unerwarteterweise genügt schon eine verhältnismäßig geringe Fahrtgeschwindigkeit, um erhebliche Auftriebe zu erzielen und andererseits kann bei Fluggeschwindigkeiten der Widerstand der rotierenden Flügel ganz auffallend geringe Werte annehmen. Beide Tatsachen folgen aus nachstehenden Windkanal-Versuchsergebnissen, die wir auf Grund uns vom Erbauer übergebenen Materials folgen lassen.

Diese Versuche mit umstehend abgebildeten »Autogyro-Modell« sind in dem großen Kanal des Laboratoriums »Cuatro Vientos« zu Madrid unternommen worden (s. Abb. 1). Es handelt sich dabei um eine verkleinerte Ausführung der Drehflügel eines in den Werkstätten der spanischen Luftstreitkräfte gebauten Apparates, mit dem bereits erfolgreiche Flugversuche angestellt worden sind. Major Herrera, der bekannte Techniker, hat darüber folgendes Protokoll aufgestellt, welches wir in möglichst genauer Übersetzung folgen lassen:

»Modell: Autogyro mit 4 Flügeln, Profil 429 Göttingen, Einstellwinkel + 2°, Durchmesser 1,10 m, Flügellänge 0,50 m, Flügelbreite 0,08 m, der Rechnung zugrunde gelegte Fläche 0,176 m², Windgeschwindigkeit 10 bis 20 m/s. Wage: Mit Hilfsflächen versehene, den Gleitwinkel aufzeichnende Vorrichtung.

Meßergebnisse[1]).

Anstell-winkel	$\frac{c_a}{c_w}$	c_a	c_w
0°	19,1	0,416	0,0218
1°	27,9	0,432	0,0155
2°	20,0	0,464	0,0232
4°	10,0	0,576	0,0576
6°	6,06	0,752	0,1242
8°	4,54	0,993	0,2184
10°	3,92	1,215	0,3105
13°	3,22	1,658	0,515
16°	2,74	2,18	0,795
19°	2,35	3,55	1,51
22°	2,11	5,93	2,82
24°	1,96	6,66	3,04
26°	1,85	7,69	4,16
28°	1,72	8,16	4,74
30°	1,63	8,65	5,31
32°	1,58	10,49	6,61
34°	1,54	12,17	7,9

[1]) Aus dem ursprünglichen Maßsystem in das in Deutschland übliche umgerechnet.

Die Resultate entsprechen der sich einstellenden Umdrehungszahl, wobei der Durchschnitt der 2 vom Apparat aufgezeichneten Kurven genommen wurde, je eine bei zu- und abnehmendem Anstellwinkel.

Obgleich die Einrichtung der Wage nicht gestattete, den Wert von c_a = Maximum zu erreichen, kann man schätzen, daß der Höchstauftrieb zwischen 40° und 50° Anstellwinkel zu liegen kommt.

Cuatro Vientos, den 31. Januar 1925.

Major Emilio Herrera.«

Es ist zu bemerken, daß das Versuchsmodell gelenkig befestigte Flügel hatte, dieses ist das grundlegende Prinzip

des Autogyro und wesentlich zur Lösung aller durch den Flug desselben gestellten Problems.

Die gelenkige Verbindung wurde mittels biegsamer Stahlplatten erreicht, mittels deren die Flügel an der Nabe befestigt waren.

Außerdem ist zu bemerken, daß die zur Bestimmung von c_a und c_w in Rechnung gesetzte Fläche nicht, wie es bei einem festen Flügel der Fall ist, der wirklichen Fläche

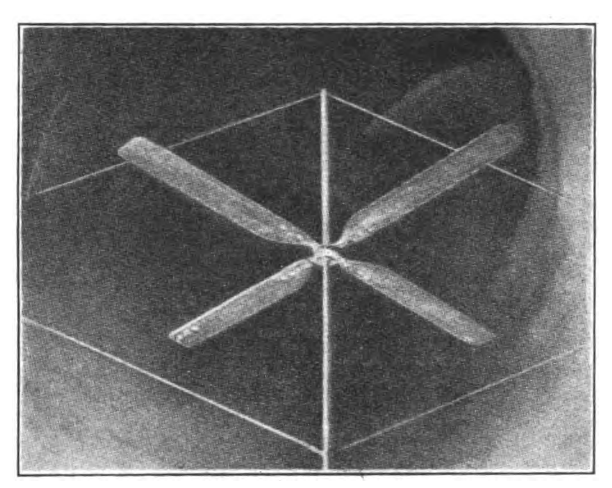


Abb. 1. Autogyro-Modell.

der Drehflügel gleichgesetzt wurde, sondern dem Produkt des Halbmessers des Modells mal größte Flügelbreite.

Die Wage, die im Aerodynamischen Versuchsraum von Cuatro Vientos benutzt wird, ist einfach ein gelenkiges Parallelogramm, das sich von selbst in Richtung der resultierenden Windkraft einstellt und automatisch die Kurve der trigonometrischen Tangente des von dieser Kraft und der Lotlinie eingeschlossenen Winkels aufzeichnet, während man den Anstellwinkel des Modells variiert; der Wert dieser Tangente ist gleich $\frac{c_w}{c_a}$.

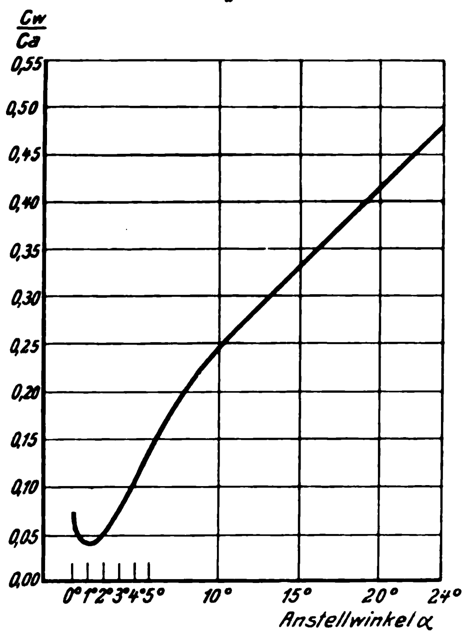


Abb. 2. Kurve der Gleitzahlen $\frac{c_w}{c_a}$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

Indem zwei Versuchsserien angestellt werden, eine nur mit Modell wie soeben beschrieben (wobei die schädlichen Widerstände der Verspannung, Stützen usw. kompensiert werden), und eine zweite unter gleichzeitiger Verwendung einer bekannten rechteckigen Fläche, deren Widerstand die horizontale Komponente der auf das Autogyro-Modell wirkenden Luftkraft erhöht, erhält man Meßwerte, welche zur Berechnung von c_a und c_w in Funktion des Anstellwinkels ausreichen.

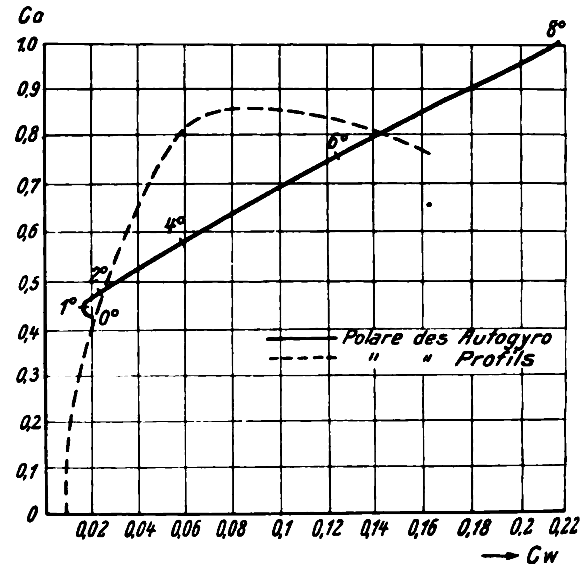


Abb. 3. Teil der Polare des Autogyro. Zum Vergleich die Polare einer Rechteckfläche mit dem gleichen Profil (gestrichelt).

Für die Anstellwinkel 0° und 1° konnten die Werte von c_a und c_w nicht gemessen werden; die von Herrn Major Herrera angegebenen Zahlen sind das Ergebnis einer Extrapolation; der Wert des Verhältnisses $\frac{c_w}{c_a}$ ist jedoch auch für diese Winkel vollkommen bestimmt, wie man aus Abb. 2 ersieht, die die durch die Wage aufgezeichnete Kurve $\frac{c_w}{c_a} = f$ (Anstellwinkel) darstellt.

Abb. 3 und 4 zeigt die für das »Autogyro« charakteristische Polare nach den numerischen Resultaten des Laboratoriums. Die punktierte Kurve von Abb. 3 stellt die Polare des benutzten Profils (in normaler Weise angeblasen) dar und erlaubt so, Vergleiche und Schlüsse zu ziehen.

Aus der Abbildung ersieht man erstens die kleinere Gleitzahl des Autogyro, indem das Verhältnis $\frac{c_a}{c_w}$ einen Wert von 27,78 erreicht, und es ist zum mindesten zweifelhaft, ob ein fester Flügel jemals solch ein Resultat erzielt hätte[1]).

Man sieht auch die große Steigerung des Auftriebsbeiwertes c_a. Für den größten Versuchswinkel (34°) ist sein Wert 12,17, d. h. 10mal größer als der Höchstauftrieb

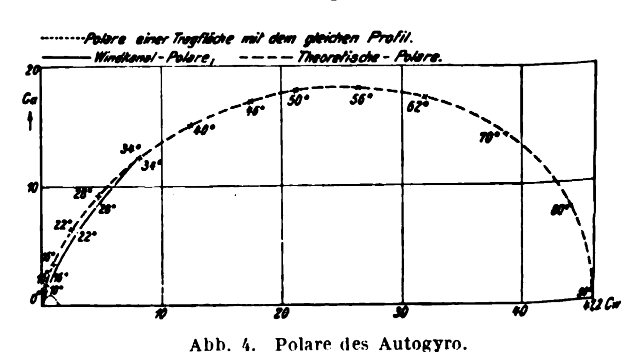


Abb. 4. Polare des Autogyro.

der besten Flügel und 14mal so groß wie das Maximum des angewandten Profils. Es ist von Interesse, hier daran zu erinnern, daß die Spaltflügel von Handley-Page nach

[1]) Da es sich hier um Extrapolationen handelt, muß dieser Wert natürlich mit Vorsicht aufgenommen werden.



Aussage ihres Erfinders eine Auftriebserhöhung von höchstens 300 vH ergeben. Das Autogyro ergibt bei 34° Anstellwinkel eine Erhöhung von 1400 vH. Des weiteren ist es klar, daß das Maximum von c_a nicht erreicht worden ist und, wie Major Herrera sagt, zwischen 40° und 50° zu liegen scheint.

Um den Verlauf der Polare für Anstellwinkel über 34° abzuschätzen, wurde die Interpolationsformel: $c_a = A \sin^2 \alpha \cdot \cos \alpha$, $c_w = A \sin^3 \alpha$ (α = Anstellwinkel) verwendet, welche bis 34° eine gute Übereinstimmung mit den gemessenen Polaren ergeben. Diese in Abb. 4 gestrichelt eingetragene Kurve ergibt einen höchsten c_a-Wert von 18,23 bei einem Anstellwinkel von 54°; das ist 15mal der Maximalauftrieb des Profils 429 Göttingen und 43mal größer als der Auftrieb des Autogyro bei 1° Anstellwinkel.

Die Erhöhung des Auftriebes beträgt folglich 2000 vH, d. h. 7mal mehr als bei den Handley-Page-Flügeln.

Die Maximal- und Minimalgeschwindigkeit stehen in dem Verhältnis $\sqrt{43} = 6{,}5$. Die Geschwindigkeitsspanne ist also mehr als das Doppelte derjenigen des günstigsten Drachenfliegers. Eine weitere Eigenart der Polare des Autogyro besteht darin, daß der Punkt der kleinsten Gleitzahl mit demjenigen des geringsten Widerstandes zusammenfällt, so daß der wirtschaftlichste Flug (kleinster Brennstoffverbrauch) bei hohen Geschwindigkeiten geschieht.

Wenn man den Koeffizienten $c_a = c_w$, der sich als Resultierende aus c_a und c_w ergibt, und der die Geschwindigkeit beim Gleitflug bestimmt, in Betracht zieht, kann man beim fast senkrechten Landungswinkel des Autogyro mit einem c_a-Wert von wenigstens 32 rechnen, d. h. 73mal den Auftrieb bei Höchstgeschwindigkeit. Dies ergibt eine Geschwindigkeitsspanne von $\sqrt{73} = 8{,}5$.

Ein Autogyro mit einer größten Geschwindigkeit von 170 km/h hat eine Landungsgeschwindigkeit, die geringer als 20 km/h ist, während ein Drachenflieger von ebenso großer Maximalgeschwindigkeit mit einigen 80 km/h landen mußte.

Ein wesentlicher Unterschied dem Drachenflieger gegenüber zeigt sich bei der Kurve, welche die dem Leistungsbedarf proportionale Größe $\frac{c_w}{c_a^{3/2}}$ in Funktion des Anstellwinkels darstellt. Bei gewöhnlichen festen Tragflächen ist dieser Wert ein Minimum für einen Anstellwinkel, der größer ist als der Winkel, welcher dem Minimum des c_w entspricht, so daß der Flugzustand des kleinsten Leistungsbedarfs nicht mit demjenigen der größten Geschwindigkeit zusammenfällt.

Für das Autogyro (Abb. 5) erreicht der Wert von $\frac{c_w}{c_a^{3/2}}$ ein Minimum minimorum zwischen 1° und 2° und zwei weitere Minima bei 25° und 34°. Die Folge ist, daß der Flugzustand der größten Geschwindigkeit zugleich derjenige des kleinsten Leistungsbedarfs ist, eine außerordentlich interessante Eigenschaft. Für eine gegebene Motorleistung herrscht Gleichgewicht bei 5 verschiedenen Geschwindigkeiten an Stelle der 2 bekannten des Drachenfliegers.

Unter Voraussetzung der Richtigkeit obiger Meßergebnisse und unter Annahme eines schädlichen Widerstandes von $C_{w0} = 0{,}048$ wurden die Flugleistungen für ein Autogyro von folgenden Hauptdaten berechnet:

Fluggewicht	$G = 800$ kg,
Tragfläche	$F = 16{,}6$ m²,
Durchmesser des rotierenden Flügels	$D = 11$ m,
Flächenbelastung	$G/F = 48$ kg/m²,
Motorleistung	$N = 120$ PS,
Wirkungsgrad der Zugschraube . . .	$\eta = 75$ vH.

Es ergeben sich hierbei folgende Flugleistungen:

Landungsgeschwindigkeit:

$$v_{\min} = \sqrt{\frac{G \cdot 2g}{F \cdot c_{a\max} \cdot \gamma}} = \frac{800 \cdot 19{,}62}{16{,}6 \cdot 32 \cdot 1{,}23} = 4{,}9 \text{ m/s} = 17{,}6 \text{ km/h}.$$

Maximalgeschwindigkeit:

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{G \cdot 2g}{\gamma \cdot F \cdot c_{a\min}}} = \sqrt{\frac{800 \cdot 19{,}62}{1{,}23 \cdot 16{,}6 \cdot 0{,}432}} = 41{,}7 \text{ m/s} = 150 \text{ km/h}.$$

Leistungsbedarf hierbei:

$$N_{\min} = \frac{V_{\max}^3 \cdot (c_{w\min} + c_{w0}) \cdot F \cdot \gamma}{\eta \cdot 75 \cdot 2g} = \frac{41{,}7^3 \cdot 0{,}064 \cdot 16{,}6 \cdot 1{,}23}{0{,}75 \cdot 75 \cdot 19{,}62} = 86 \textbf{ PS.}$$

Es ist also noch eine Leistungsreserve von

$$\frac{N - N_{\min}}{N_{\min}} = \frac{120 - 86}{86} = 40 \text{ vH}$$

vorhanden.

Steiggeschwindigkeit:

$$V_s = \frac{(\eta \cdot N - N_{\min}) \cdot 75}{G} = \frac{(0{,}75 \cdot 120 - 86)\, 75}{800} = 3{,}75 \text{ m/s}.$$

Falls die Motorleistung proportional mit der Luftdichte abnimmt, errechnet sich die Luftdichte in Gipfelhöhe zu

$$\gamma_{\min} = \gamma_0 \frac{N_{\min}}{N} = \frac{1{,}23 \cdot 86}{120} = 0{,}88 \text{ kg/m}^3,$$

was einer Gipfelhöhe von 3300 m entspricht.

Hierbei ist die Fluggeschwindigkeit:

$$V g_{\max} = V_{\max} \cdot \sqrt{\frac{1{,}23}{0{,}88}} = 182 \text{ km/h}.$$

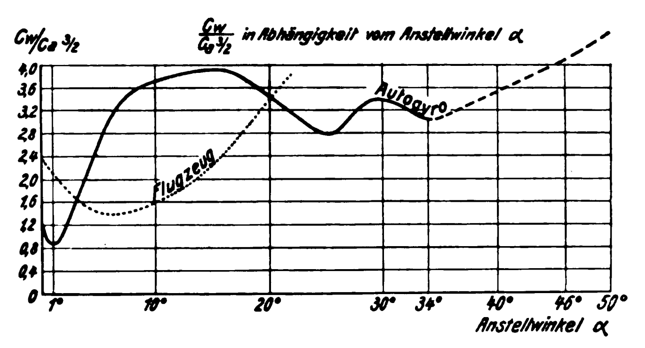


Abb. 5. Kurve der Leistungsbedarfszahl $c_w/c_a^{3/2}$ in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für das Autogyromodell und eine normal angeblasene Tragfläche vom gleichen Profil.

Auf das Ansteigen der Geschwindigkeit mit der Flughöhe sei im Gegensatz zum Verhalten des Drachenflugzeuges noch besonders hingewiesen. Im übrigen sind jedoch die Flugleistungen des Autogyro denen des Drachenflugzeuges durchaus vergleichbar, nur der Start dürfte etwas schwieriger sein, da der größte Leistungsüberschuß bei hohen Geschwindigkeiten liegt. Diesem Übelstand soll demnächst durch eine Vorrichtung, welche das Andrehen der rotierenden Flügel gestattet, abgeholfen werden.

Vom baulichen Standpunkt aus betrachtet ist das Autogyro als Flugzeug mit frei drehbaren Flügeln zu bezeichnen.

Seine Konstruktion gleicht der eines gewöhnlichen Flugzeugs: es besitzt einen Rumpf, Landfahr- oder Schwimmergestell, Motor mit einer Zugschraube, Höhen- und Seitensteuer sowie provisorisch zwei Querruder (Abb. 6, 7). Der einzige Unterschied besteht darin, daß die Flügel, mindestens drei, sich auf Kugellagern um eine leicht nach hinten übergeneigte Achse drehen können.

Die Wirkungsweise des Autogyro ist der des gewöhnlichen Flugzeuges sehr ähnlich. Wenn es über den Flugplatz rollt, werden die Flügel durch den Fahrtwind in Drehung versetzt, wodurch das Flugzeug abgehoben wird.

Der Auftrieb der Flügel ist zunächst verschieden, je nach Stellung desselben zum Rumpf. Der mit 1 bezeichnete Flügel zum Beispiel, der sich gegen den Wind dreht, erhält

einen viel stärkeren Auftrieb als der mit 2 bezeichnete, welcher mit dem Winde geht; dieses würde eine Gleichgewichtsstörung verursachen, indem der Apparat das Bestreben hätte, sich nach 2 zu neigen. Um diese schädliche

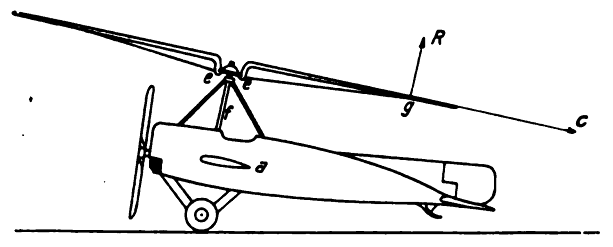


Abb. 6. Schematische Zeichnung eines Autogyro.

Neigung zu beseitigen, sind die Flügel mit der Drehachse derart gelenkig verbunden (Abb. 8) daß sie sich in gewissen (durch Gummizug gegebene) Grenzen in einer durch die gemeinsame senkrechte Drehachse gehenden Ebene auf und ab bewegen können. Die Zentrifugalkraft *c* (Abb. 6), deren Angriffspunkt *g* über der Gelenkachse *e* liegt, übt ein Moment aus, welches dem Moment des Auftriebes *R*

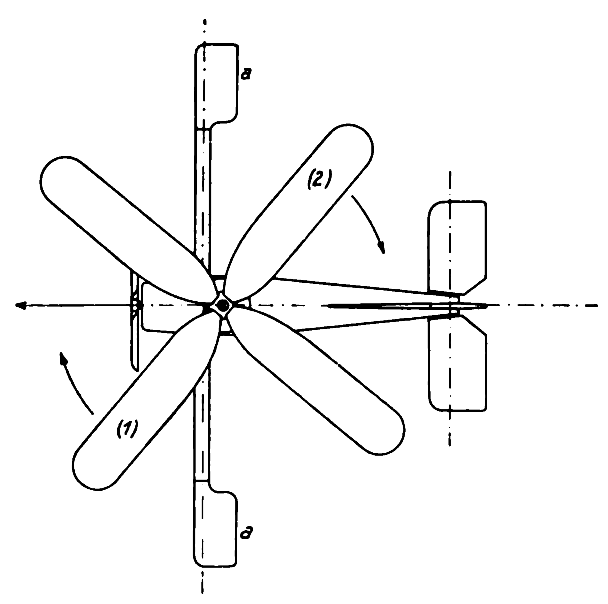


Abb. 7. Schematische Zeichnung eines Autogyro.

des Flügels entgegengesetzt ist, so daß im Gleichgewicht die Resultierende beider Kräfte durch *e* gehen muß.

Bei der Drehung der Flügel tritt deshalb folgendes ein: Der sich gegen den Fahrtwind bewegende Flügel, welcher von einem stärkeren Luftstrom getroffen wird, bewegt sich aufwärts, der entgegengesetzte abwärts (da wegen der Gleichheit der Zentrifugalkräfte der zunächst stärkere Auftrieb des ersteren denselben aufwärts treibt und umgekehrt), so daß der effektive Anblasewinkel des ersteren abnimmt und des zweiten zunimmt und sich auf diese Weise die beiderseitigen Auftriebe ausgleichen. Die Bewegung der Flügel ist also aus einer Drehung und einer Schlagbewegung zusammengesetzt.

Aus der gelenkigen Flügelbefestigung ergeben sich nachstehende Folgerungen:

1. Bei Gleichgewichtsstörungen des Apparates treten Kräfte auf, welche das Gleichgewicht wieder herzustellen suchen. Der Mechanismus dieser Erscheinung ist recht verwickelt und kann hier nicht näher beschrieben werden. Im Gegensatz zum Drachenflug ist das Autogyro im hohen Grade statisch querstabil.

2. Die Flügel sind an ihrer Wurzel nicht auf Biegung beansprucht, da die Zentrifugalkraft die Biegungsmomente der Auftriebskräfte aufnimmt. Die Flügel können also erheblich leichter gebaut bzw. aerodynamisch günstiger geformt sein als Flugzeugflügel.

Aus dem Zusammenwirken der besprochenen aerodynamischen und baulichen Eigenschaften des Autogyro ergeben sich, zunächst rein theoretisch betrachtet, folgende Vorteile dieses neuen Luftfahrzeugtyps gegenüber seinem Vorgänger, dem Drachenflugzeug.

1. Großer Maximalauftrieb bei großem Anstellwinkel, geringe Landegeschwindigkeit — Gefahrlosigkeit senkrechter Landungen nach Art des Fallschirmes. Der Landungsvorgang geschieht dadurch, daß der Führer einige Meter über dem Boden durch Höhenruderbetätigung die Maschine so stark wie möglich aufbäumt, wobei die Fluggeschwindigkeit auf einen ganz niedrigen Wert herabgeht und der Apparat langsam fast senkrecht herabschwebt. Eine Notlandung auch an für ein Drachenflugzeug ganz ungeeigneter Stelle ist stets gefahrlos.

2. Ein Überziehen im Fluge ist unmöglich. Weitaus die meisten Abstürze von Flugzeugen treten bekanntlich infolge von Geschwindigkeitsverlusten durch Überziehen auf. Das Autogyro kann überhaupt nicht überzogen werden und behält im Gegensatz zum Flugzeug seine Schwebefähigkeit bei, auch wenn es seine Fluggeschwindigkeit zeitweise verloren haben sollte. Hierbei werden zeitweilig zwar die Steuer unwirksam, es verbleibt aber

3. eine überaus hohe statische Eigenstabilität, die den Führer vollkommen der Notwendigkeit enthebt, Steuermanöver zur Aufrechterhaltung des Gleichgewichtes auszuführen. Es wird dadurch die Sicherheit des Flugzeuges in hohem Maße verbessert und

4. der Führer ganz außerordentlich entlastet, um so mehr, als alle obengenannten Vorteile nicht durch eine bekanntlich sehr lästige Kreiselwirkung erkauft werden.



Abb. 8. Ansicht eines Autogyro im Stand.

Dem Führer bleibt eigentlich nichts anderes zu tun übrig, als die Maschine in der gewünschten Richtung zu steuern.

5. Hierzu kommt noch eine verhältnismäßig geringe Empfindlichkeit des Autogyro gegenüber Böen, eine Folge nicht nur der großen Stabilität, sondern auch der Tatsache, daß die Geschwindigkeit der rotierenden Flügel erheblich größer ist, als die der festen Flügel eines Flugzeugs.

6. Die Flügel des Autogyro werden leichter als diejenigen des Flugzeuges, nicht nur, weil sie durch die Zentrifugalkräfte weitgehend von den Biegungsmomenten entlastet werden, sondern auch deshalb, weil die Bausicherheit der rotierenden Flügel geringer gehalten werden darf als beim Flugzeug. Dies ist eine Folge des großen Trägheitsmomentes der Flügel in Verbindung mit deren unstarrer Befestigungsart, wodurch verhindert wird, daß infolge irgendeiner plötzlichen Steuerbetätigung die Drehgeschwindigkeit oder der Anstellwinkel plötzlich zunimmt. Es kann also weder die Zentrifugalkraft — die ja die Hauptbeanspruchung der Flügel bildet — noch die Luftkräfte eine auch nur annähernd so starke Steigerung erfahren, wie der Auftrieb eines festen Flugzeugflügels beim Abfangen aus dem Sturzflug. Es wird vermutlich möglich sein, infolgedessen ganz erheblich am Flügelgewicht zu sparen, was der Größe der Nutzlast zugute kommen wird.

Das Autogyroprinzip ist an einer Reihe von Versuchsapparaten erprobt worden. Zurzeit der Abfassung dieses Aufsatzes wurde eine sechste Ausführung, bestehend aus dem Rumpf eines Avro-Schulflugzeuges mit 120-PS-Le-Rhône-Motor und einer vierflügeligen Tragschraube erprobt. Die ersten drei Ausführungen, die keine gelenkigen Flügel hatten, waren nicht flugfähig. Mit der vierten Ausführung, bei welcher erstmalig Gelenkflügel zur Verwendung gelangten, konnten viele erfolgreiche Flüge ausgeführt werden, während die fünfte Ausführung beim Rollen Bruch erlitt.

Das Verhalten des Autogyros im Fluge entspricht im großen und ganzen den Erwartungen. Es ist querstabil, so daß die provisorisch angebrachten Querruder sich nicht nur als überflüssig, sondern auch als unwirksam erwiesen.

Das Flugzeug nimmt bei Seitenruderbetätigung von selbst die richtige Querlage an, die Kurven werden naturgemäß etwas träge durchflogen.

Das Autogyro kann gefahrlos in jeden beliebigen Anstellwinkel gezogen werden und sogar senkrecht landen. Die hierbei auftretende Sinkgeschwindigkeit war gefühlsmäßig nicht allzugroß, trotzdem wurden bisher senkrechte

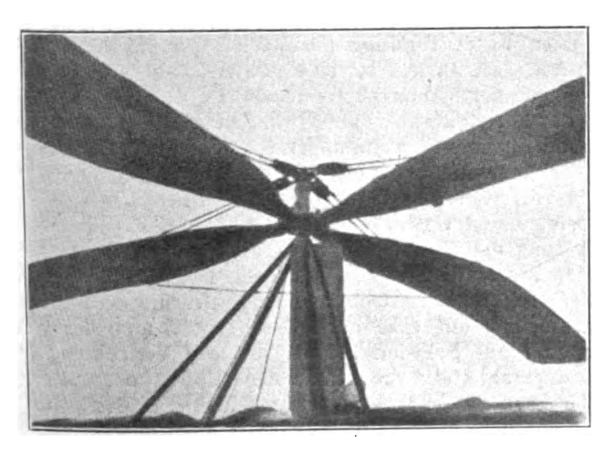


Abb. 9. Gelenkige Flügelbefestigung.

Landungen vermieden und nur zweimal im Notlandungsfall ausgeführt. Die Auslaufslänge war hierbei das eine Mal (mit Rückenwind) 18 m, das andere Mal blieb der Apparat an der Landestelle stehen.

Die Fluggeschwindigkeit blieb bisher hinter den Erwartungen zurück (es wurde 100 km/h erreicht), was vom Erfinder der aerodynamisch noch nicht einwandfreien Konstruktion zugeschrieben wird. Strecken- und Kreisflüge bis zur Länge von 12 km wurden ausgeführt und Höhen von 100 m über dem Boden erstiegen.

Der Start wird mit 100 bis 150 m noch als lang bezeichnet, da die Drehflügel eine gewisse Zeit brauchen, um die zum Anheben notwendige Drehzahl von etwa 100 bis 130

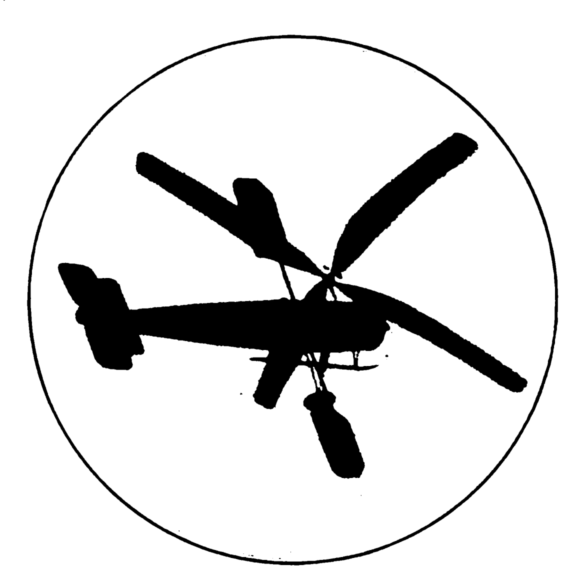


Abb. 10. Autogyro Nr. 6 im Fluge.

zu erreichen, doch hofft man dieselben durch eine Andrehvorrichtung an der Tragschraube wesentlich herabsetzen zu können. Übrigens sind schon jetzt von Augenzeugen ganz erheblich kürzere Startstrecken beobachtet worden.

Im allgemeinen hat der Flugzeugführer Hauptmann Loriga, der die Versuchsflüge mit den neueren Ausführungen des Autogyro durchführte, nach Überwindung der ersten fremdartig wirkenden Eindrücke dieser vollkommen neuen Flugzeugtype sich über die Flugeigenschaften der Maschine sehr befriedigt ausgesprochen.

Es bleibt abzuwarten, ob es gelingen wird, die noch vorhandenen Schwierigkeiten — insbesondere den verhältnismäßig hohen Leistungsbedarf — zu überwinden und damit die Sache des Flugwesens um einen erheblichen Schritt weiterzufördern.

Die Hochspannungszündung für Verbrennungsmotoren und neue Wege ihrer Entwicklung.[1])

Von H. Pickerott.

Wie häufig hat man in der Fliegerei Klagen über die elektrische Zündung, über Zündstörungen, mangelhafte oder unzulängliche Zündkerzen und dgl. gehört. Eine Statistik der Flugzeugpannen und Motorstörungen ergibt gleicherweise beim Automobil wie beim Flugzeug die Tatsache, daß Zündstörungen einen sehr hohen Prozentsatz in dieser Statistik einnehmen. Stoßseufzer wie: »Gibt es keine kräftigen und widerstandsfähigen Zündapparate?«, »Lassen sich keine Zündkerzen schaffen, welche allen Anforderungen des Flugmotors gewachsen sind?« hört man sehr häufig. Mir ist noch eine Zeitschriftenkritik des letzten B.Z.-Rundfluges in Erinnerung, in der auch diese Klagen ganz besonders hervortraten.

Um nun diese Klagen, die sich zum Teil gegen die Zündung an sich, zum größten Teil aber gegen die Zündkerzen richten, sachlich erörtern und untersuchen zu können, muß ich auf die Grundlage der Zündung in Verbrennungs-

[1]) Vortrag, gehalten am 12. Februar 1926 auf einem Sprechabend der WGL.



motoren näher eingehen. Ich möchte vorweg nur bemerken, daß gemeinhin fast alle Zündstörungen zunächst auf das Konto der Zündkerzen geschoben werden, weil die Störungen vorerst sich durch ein Ausbleiben des Zündfunkens an den Zündkerzen bemerkbar machen und weil 90 vH aller Flugzeugführer zunächst versuchen werden, den Schaden durch Auswechseln der Kerzen zu beheben. Die endgültige Aufteilung der Zündpannen wird bei kritischer Untersuchung ein etwas anderes Bild ergeben.

Ich darf in diesem Kreise den Arbeitsgang des Verbrennungsmotors als bekannt voraussetzen. Es handelt sich für uns darum, das angesaugte und verdichtete Brennstoff-Luftgemisch im geeigneten Moment zu entzünden. Schalten wir einmal das Diesel-Prinzip an dieser Stelle aus, so bleiben noch die verschiedensten Arten der Fremdzündung: die Glührohrzündung, die Niederspannungs-Abreißzündung und die Hochspannungszündung übrig. Nur über die letzte Art als der wichtigsten und verbreitetsten soll heute gesprochen werden. Bei der Hochspannungszündung unterscheidet man zwei verschiedene Typen: die Batterie- oder Spulenzündung und die Magnetzündung, die sich im wesentlichen durch die Art der Zündstromerzeugung unterscheiden. Bei der Spulenzündung wird die Energie von dem Akkumulator bzw. von der Lichtmaschine geliefert, während der Magnet die Zündenergie in sich selbst erzeugt. Da bis in die letzte Zeit hinein Flugzeuge mit Akkumulatoren und Lichtmaschinen nicht ausgerüstet waren, so beherrschte und beherrscht der Zündmagnet bei weitem das Feld. Ich darf aber daran erinnern, daß die Spulenzündung trotzdem in einer Reihe von Flugzeugtypen verwendet ist, beispielsweise im amerikanischen Liberty-Motor und, wenn ich mich nicht irre, neuerdings in Form der Doppelzündung im Packard-Motor. Die Situation in bezug auf die elektrische Ausrüstung der Flugzeuge hat sich durch die Entwicklung des Luftverkehrs erheblich geändert. Die Verkehrsflugzeuge erhalten immer wachsende Ausmaße, man wird es binnen kurzem nur noch mit starkmotorigen oder mehrmotorigen Kabinenflugzeugen zu tun haben, die auch dem Verkehr bei Nacht gewachsen sein müssen. Dabei sind eine Kabinenbeleuchtung, Landungsscheinwerfer und neuerdings wohl auch ein Bord-F.-T.-Anlage unerläßlich. Man wird also allgemein beim Verkehrsflugzeug um einen Generator für die im Flugzeug benötigte elektrische Energie nicht herumkommen, und da drängt sich sofort die Möglichkeit auf, alle elektrischen Verbraucher des Flugzeugs, zu denen auch die Zündung des Motors gehört, durch einen einzigen Generator zu befriedigen und damit die elektrische Zentrale im Flugzeug zu schaffen. Ich lasse hierbei ganz Betrachtungen beiseite, die sich etwa auf die Verwendung oder Schaffung elektrischer Motoranlasser beziehen können. Ich weiß wohl, daß man vornehmlich aus Gründen der Betriebssicherheit und aus Gründen der Zündungsqualität bisher der Spulenzündung besonders für Flugzeugzwecke keine ernstliche Beachtung geschenkt hat. Ich glaube aber trotzdem, auf eine eingehende Besprechung der Spulenzündung nicht verzichten zu sollen, da ich Ihnen einerseits die qualitativ absolute Gleichwertigkeit der Spulenzündung nachweisen werde und da ich mich andererseits sehr wohl auf den Standpunkt stellen kann, daß eine gute Spulenzündung dem Magneten an Betriebssicherheit nicht nachzustehen braucht. Ich könnte im Gegenteil eine Reihe von Punkten anführen, in denen die Spulenzündung den Magneten an Betriebssicherheit übertrifft. Ich möchte aus diesen Ausführungen die Berechtigung herleiten, heute abend beide Zweige der Hochspannungszündung, sowohl die Spulenzündung wie die Magnetzündung, ausführlich zu besprechen und zu vergleichen.

Wir beginnen mit der Spulenzündung als der im Prinzip einfacheren. Ich zeige Ihnen zunächst das Schema (Abb. 1) der normalen Spulenzündung; sie besteht im wesentlichen aus vier Teilen: der Batterie, welche die Energie liefert, dem Unterbrecher, der den Funken im richtigen Augenblick auslöst, der Zündspule, welche die Energietransformation bewirkt und der Zündkerze, an welcher der Zündfunke überspringt. Wir haben zwei getrennte Stromkreise zu unterscheiden: den Primär- oder Niederspannungsstromkreis und den Sekundär- oder Hochspannungsstromkreis. Wenn wir jetzt den Arbeitsgang der Zündeinrichtung verfolgen, so mache ich darauf aufmerksam, daß in fast allen Darstellungen dieses Vorgangs zu wenig Wert gelegt wird auf die Tatsache der mehrfachen Energieumformung sehr zum Schaden des Verständnisses der Erscheinungen.

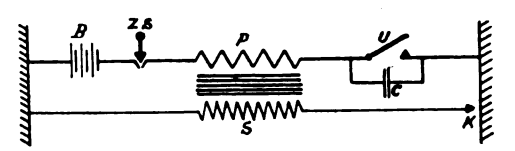


Abb. 1. Normale Spulenzündung.
B = Batterie, ZS = Zündschalter, P = Primärwicklung, S = Sekundärwicklung, U = Unterbrecher, C = Kondensator, K = Kerze.

Die Batterie schickt durch den geschlossenen Unterbrecher einen Strom durch die Primärwicklung der Zündspule. Nun ist bekannt, daß jeder fließende Strom in seiner Umgebung ein magnetisches Kraftfeld erzeugt, und zwar im Eisen ein sehr viel stärkeres als in Luft, und ich darf zugleich nach dem Gesetz von Aktion und Reaktion, hinzufugen, daß umgekehrt jede Veränderung in einem magnetischen Kraftfeld in einem darin befindlichen Stromleiter einen Induktionsstoß bewirkt. Der fließende Primärstrom baut also im Eisenkern der Spule ein magnetisches Kraftfeld auf, dieses Kraftfeld entsteht nicht plötzlich im Moment des Stromschlusses, sondern wächst entsprechend dem Primärstrom, der beim Schließen erst den Widerstand der Selbstinduktion überwinden muß, allmählich an. Je größer nun die Windungszahl der Primärspule ist, desto größer ist die Selbstinduktion, desto länger dauert der Anstieg des Stromes, desto länger also auch der Aufbau des Kraftfeldes. Hat das Feld seine volle Stärke erreicht und ist der Zündmoment gekommen, so wird der Unterbrecher geöffnet, der Primärstrom hört plötzlich auf zu fließen, und das Magnetfeld stürzt zusammen. Das zusammenstürzende Magnetfeld induziert in der Sekundärwicklung der Zündspule einen Induktionsstoß, der die Funkenstrecke an der Zündkerze in Gestalt des Zündfunkens durchschlägt.

Ich bitte zu beachten, daß bei dem Vorgang eine zweimalige Energietransformation stattfindet:

elektrische Energie — magnetische Energie — elektrische Energie.

Jetzt wollen wir sogleich die schwachen Punkte der normalen Spulenzündung bloßlegen: Um ein bestimmtes Kraftfeld aufzubauen, ist eine gewisse Zahl von Amperewindungen der Primärspule erforderlich, d. h. es kommt an auf das Produkt aus der Primärstromstärke (Ampere) und der primären Windungszahl. Eine Steigerung des magnetischen und damit des Zündeffektes läßt sich erreichen durch Vergrößerung eines der beiden Faktoren — der Amperezahl oder der Windungszahl — oder beider. Der Steigerung der Stromstärke sind aber recht enge Grenzen gesetzt hinsichtlich der Gefahr des Durchschmorens der Spule durch den Ruhestrom und der Entleerung der Batterie; andererseits stößt aber auch die Vergrößerung der Windungszahl auf Schwierigkeiten: mit der Vermehrung der Windungszahl steigt die primäre Selbstinduktion, und diese wieder bewirkt ein langsames Ansteigen der Primärstromkurve und damit der Kurve des Kraftfeldaufbaues. Das hat bei langsamen Drehzahlen nichts zu sagen, bei hohen Drehzahlen jedoch werden die Stromschlußzeiten, die durch den Unterbrecher gegeben werden, so kurz, daß der Strom nicht zu seiner vollen Stärke anwachsen, also auch das Kraftfeld nicht ganz aufbauen kann. Bei weiterer Drehzahlsteigerung wird demnach die Primärstromaufnahme und der Zündeffekt immer schwächer werden. Nimmt man hinzu, daß der Ruhestrom der Spule, d. h. der Primärstrom, der bei stillstehendem Motor in einer Stärke von mehreren Ampere fließt, wenn der Zündschlüssel nicht abgezogen ist, un-

erwünscht ist, so ergeben sich folgende Schwächen der normalen Spulenzündung:

1. starker Stillstand oder Ruhestrom bei eingeschaltetem Zündschlüssel,
2. größerer Energieverbrauch bei langsamen Drehzahlen,
3. starkes Sinken der Primärstromaufnahme und der Zündenergie bei höheren Drehzahlen.

Die idealen Forderungen an eine Zündspule: Aufbau eines starken Magnetfeldes in kürzester Zeit, der allein eine gute Zündwirkung auch bei den höchsten Drehzahlen ermöglicht, ist durch die normale Spulenzündung nicht erfüllbar. Einen Fortschritt hatten die Amerikaner zu verzeichnen durch Anordnung eines Eisenwiderstandes im Primärstromkreis, der bei Stillstand und langsamen Touren die Stromstärke drosselt, bei hohen Touren seine Drosselwirkung verliert. Jedoch ist das nur eine Näherung an das Ziel. Wie die ideale Spule aussehen muß, ist nach den Ausführungen leicht ersichtlich: eine Primärspule von geringem Widerstand und geringer Selbstinduktion, also von wenigen Windungen und großem Drahtquerschnitt. Die Verwendung einer solchen Idealspule gestattet eine ganz neue Anordnung von E. von Lepel, die den Arbeitsgang der Zündanlage organisch macht und nicht zu Behelfskrücken greift. Die Angabe der Schaltung würde hier zu weit führen. Ich beschränke mich auf die Erläuterung des Arbeitsganges.

Im Zündmoment, bzw. einer ganz bestimmten kleinen Zeit vorher, wird der Zündspule Strom gegeben, das Kraftfeld baut sich auf bis zu einer ganz bestimmten Stärke; ist die beabsichtigte Feldstärke erreicht, so löst das Ankerfeld selbst den Abreißer und damit den Zündfunken aus. Sie sehen also, daß das Lepelsche Prinzip sich anlehnt an das Prinzip des Wagnerschen Hammers und auf einen elektrisch gesteuerten Unterbrecher hinausläuft. Ich bemerke nur, daß die bekannte Summerwirkung bei der Einrichtung nicht eintreten kann; sie ist durch die Anordnung einer sog. Haltewicklung vermieden. Ein solcher elektrischer Unterbrecher gestattet nun die Verwendung der oben als »ideal« bezeichneten Zündspule, das bedeutet praktisch: immer gleiche Impulsstärke oder Funkenstärke bei allen praktisch vorkommenden Drehzahlen, und zwar ist die Funkenenergie ganz präzise dosiert. Weiter bedeutet das einen sehr geringen Stromverbrauch bei langsamen Drehzahlen, und schließlich ist auch der starke Ruhestrom bei stehendem Motor unmöglich gemacht, und im ungünstigsten Fall kann der sog. »Haltestrom« in einer Stärke von etwa 0,1 Amp. fließen.

Die neue Einrichtung erlaubt es also, die Spulenzündung bei weit geringerem Energieaufwand als früher auf der Hochspannungsseite so kräftig zu machen, wie man will, oder besser, wie der Motor es will. Daß es praktisch für diese Spulenzündung keine Drehzahlgrenzen gibt, mögen Sie daraus entnehmen, daß schon eine kleine Spule von der Größe einer Kinderfaust 20000 vollwertige Funken in der Minute herzugeben vermag.

Doch jetzt kommt ein großes Aber, an dem alles scheitern würde, wenn es nicht gelungen wäre, ein Mittel zur Beseitigung des Hindernisses zu finden. Die Schwierigkeit liegt in der Struktur der Funkenentladung, wie ich es einmal nennen will. Die gleiche Schwierigkeit ist bei allen Zündanlagen, sowohl beim Zündmagneten wie auch bei der normalen Spulenzündung vorhanden, und läuft darauf hinaus, daß bei hohen Drehzahlen eine volle Energieausnutzung des Zündapparates und damit maximale Funkenstärke nicht zu erreichen ist.

Bekanntlich verschafft man sich den besten Einblick in zeitlich sehr schnell aufeinanderfolgende Vorgänge, die sich an gleicher Stelle abspielen, wenn man den Ort des Geschehens räumlich bewegt, beispielsweise rotieren läßt. Lassen wir also die Funkenstrecke, an welcher der Zündfunke übergeht, rotieren, so werden Sie beobachten, daß der Zündfunke zu einem langen Band auseinandergezogen wird. Wir erkennen, daß der Funke aus mehreren Phasen besteht: er setzt ein mit einer scharfen weißen Einsatzentladung, der ein langes, bläulich violettes Lichtbogenband folgt. Aus der Länge des Lichtbogens läßt sich leicht die Zeit seiner Dauer berechnen, dabei ergibt sich, daß bei höheren Drehzahlen der Lichtbogen fast während des ganzen Expansionstaktes fließt. Verdeutlichen wir uns zunächst das Zustandekommen der einzelnen Phasen des Zündfunkens, um dann die Frage zu prüfen, ob die Lichtbogenkomponente von Vorteil oder von Nachteil für die Zündung ist. Wir knüpfen wieder an an den Arbeitsgang des Zündapparates: das in dem Eisenkern der Spule aufgebaute Magnetfeld stürzt im Moment des Unterbrecherabrisses zusammen und induziert in der Sekundärwicklung den Hochspannungsstoß. Dieser Induktionsstoß lädt die Eigenkapazität des Zündkabels auf bis zur Überschlagsspannung an der Kerze. Ist diese erreicht, so entlädt sich die Kabelkapazität in einem scharfen weißen Einsatzfunken. Durch diesen Einsatzfunken wird die Funkenstrecke der Kerze ionisiert, d. h. für den elektrischen Strom stark leitend gemacht, die aus der Zündspule nachströmende Energie fließt als niedergespannter Lichtbogen nach. Den Spannungsverlauf zeigt Abb. 2a. Wir unterscheiden also zwei Phasen

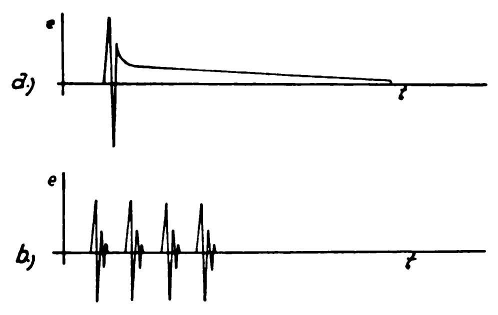


Abb. 2a und b. Spannungskurven.

im Zündfunken: hochgespannter Einsatzfunke und niedergespannter, lang andauernder Lichtbogen.

Welche Bedeutung kommt beiden im Zündvorgang zu? Es ist offenbar, daß der Einsatzfunke zünden soll, denn er erfolgt im gewollten Zündmoment. Während man aber lange dem Lichtbogen eine positive Rolle bei der Zündwirkung zugeschrieben hat, hat man heute erkannt, daß der Lichtbogen keine Vorteile bieten kann. Dagegen wird die Lichtbogenkomponente immer dazu neigen, über einen etwa vorhandenen Ruß- oder Ölkohle-Nebenschluß auf den Kerzenisolator abzufließen. Dadurch wird der Verkohlungsvorgang des Öles zu Ölkohle gefördert, bis gegebenenfalls die Kerze aussetzt. Daneben hat der Lichtbogen die noch bedenklichere Wirkung, daß er nach dem Gesetz von Aktion und Reaktion den gewünschten schnellen Abbau des Magnetfeldes verhindert. Diese Eigenschaft des Lichtbogens führt nun bei höheren Drehzahlen dahin, daß der Lichtbogen noch fließt, wenn der Unterbrecher für den nächsten Zündimpuls schon wieder schließt, mit anderen Worten, die magnetischen Fluktuationen, die normalerweise zwischen einem Maximalwert und Null pendeln, werden kleiner; im Eisenkern der Spule bleibt ein ständiges Restfeld zurück, der Energieumsatz wird geringer, und damit nimmt mit steigender Drehzahl die sekundäre Zündleistung mehr und mehr ab. Auf den Primärstrom wirkt sich das Restfeld in einer Steigerung der Stromaufnahme aus, während gleichzeitig die Funkenenergie stark abfällt. Wir beobachten also eine Wirkungsgradverschlechterung in doppeltem Sinn. Sind diese Überlegungen richtig, so muß, wenn die Lichtbogenkomponente des Zündfunkens beseitigt wird, ein zweifacher Effekt eintreten: ein Sinken des Primärstromes und eine Steigerung des Sekundäreffektes.

Alle diese geschilderten Nachteile müssen verschwinden, wenn es gelingt, die Lichtbogenkomponente des Zündfunkens zu beseitigen. Das wirksamste Mittel hierfür ist der Lepel-Stromwandler, und ich bin in der Lage, zu demonstrieren, daß die genannten Zündungsschwächen durch Einschalten des Lepel-Stromwandlers in Fortfall kommen: die lange

Lichtbogenkomponente des Zündfunkens verschwindet, an den Meßinstrumenten stellen wir bei höheren Drehzahlen gleichzeitiges Sinken des Primärampermeters und gleichzeitiges Steigen des Primärampermeters fest. Auch die Wirkung des Stromwandlers bei verrußten und verölten Kerzen ist überzeugend zu demonstrieren.

Was ist der Stromwandler und wie kommt seine Wirkung zustande? Der Lepel-Stromwandler besteht aus einer Reihe Serienfunkenstrecken, deren Elektroden aus bestimmten Materialien hergestellt sind und deren Elektrodenabstände in der Größenordnung von Hundertstelmillimetern liegen

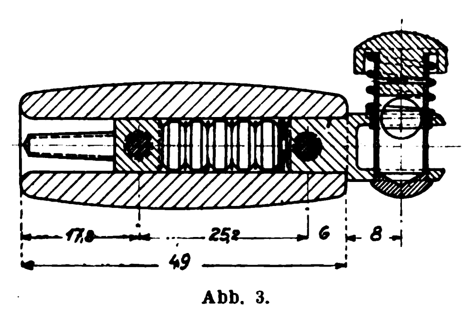


Abb. 3.

(Abb. 3). Durch den Stromwandler wird der Entladungsvorgang auf einen Bruchteil der Zeit zusammengedrängt, wodurch im Funken eine erheblich größere Energiedichte erzeugt wird. Die Entladung selbst wird in eine große Anzahl von Partialentladungen zerlegt. Der Stromwandler übt also gewissermaßen die Wirkung eines hochfrequenten Unterbrechers aus. Die einzelnen Partialentladungen sind im Gegensatz zu dem bläulich violetten Lichtbogen scharf markiert und von weißem Licht, ein Zeichen von hoher Spannung und großem Energieinhalt. Die Wirkungsweise des Stromwandlers kommt folgendermaßen zustande: das im Zündmoment zusammenstürzende Magnetfeld induziert in der Sekundärwicklung einen Hochspannungsstoß. Dieser lädt die Kabelkapazität auf bis zur Überschlagsspannung an der Kerze + Stromwandler. Dann entlädt sich im Einsatzfunken die Energie der Kabelkapazität. Der Einsatzfunke ist oszillatorisch, und ehe die weitere Energie von der Spule nachströmen kann, hat der Stromwandler beim Spannungsdurchgang der oszillatorischen Entladung durch 0 den Hochspannungsstrom unterbrochen. Die nachströmende Energie muß erst wieder das kleine Kabelreservoir aufladen bis zur Überschlagsspannung an der Kerze. Dieser Vorgang wiederholt sich noch viele Male. Das Spannungsdiagramm des Lepel-Funkens zeigt Abb. 2b. Beim Vergleich der Abb. 2a und b ist zu beachten, daß der normale Funke sich unter sehr geringer Spannung über einen sehr langen Zeitraum erstreckt, während der Lepel-Funke zeitlich sehr verdichtet ist und alle Teilentladungen unter der hohen Einsatzspannung erfolgen. Der Lepel-Funke weist

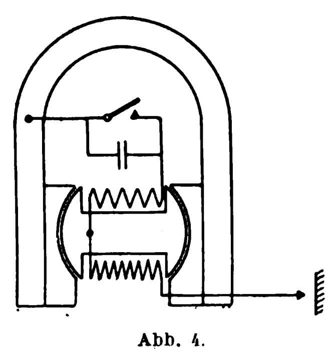


Abb. 4.

also eine höhere Energiedichte und damit eine gesteigerte Zündfähigkeit auf.

Der Stromwandler ermöglicht also durch seine Fähigkeit, die Lichtbogenkomponente des Lichtbogens zu beseitigen, die Verwendung der oben beschriebenen idealen Zündspule.

Damit sollen die Betrachtungen über die Spulenzündung abgeschlossen und noch einige Worte über die Magnetzündung eingefügt werden.

Die Magnetzündung weist gegenüber der Spulenzündung erhebliche Unterschiede auf, die vor allem in der Erzeugung der Zündenergie begründet liegen. Das Prinzip der Magnetzündung ist in Abb. 4 dargestellt: zwischen den Polschuhen eines Bügelmagneten rotiert ein Anker, der mit zwei Wicklungen versehen ist, der Primär- und der Sekundärwicklung. Die Primärwicklung arbeitet mit dem Unterbrecher zusammen; die Sekundärwicklung liefert den Zündstrom zur Kerze. Bei der Verfolgung des Arbeitsganges muß darauf geachtet werden, daß der Primärwicklung auf dem Magnetanker eine wesentlich andere Rolle zufällt als der Primärwicklung der Zündspule. Die eigentliche Energiequelle ist der Magnetbügel, zwischen dessen Polschuhen sich ein konstantes Magnetfeld befindet. In der wagerechten Stellung saugt sich der Anker mit Kraftlinien gewissermaßen bis zur Sättigung voll. Dieses so geschaffene »Ankerfeld« ist das Energiereservoir für den zu erzeugenden Zündimpuls. Wenn wir dieses Ankerfeld schnell zusammenstürzen lassen können, so wird in der Sekundärwicklung ein Hochspannungsimpuls entstehen. Sie bemerken, daß vorläufig von der Primärwicklung noch nicht die Rede war. Nun können wir das Ankerfeld nur abbauen in der sog. neutralen Zone, d. h. in der senkrechten Stellung des Ankers. Es gilt also, das in der wagerechten Stellung erzeugte Ankerfeld bis in die

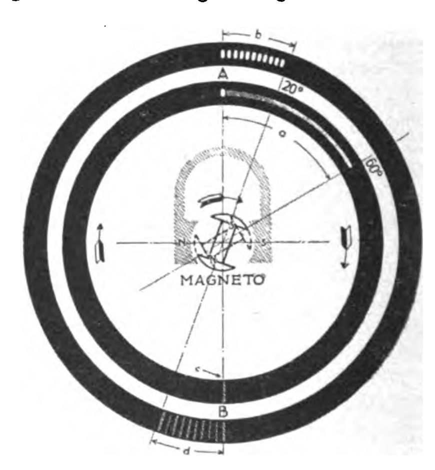


Abb. 5. Schaubild des Zündvorganges an der Kerze.
A = rotierende Funkenstrecke zum Stromnachweis,
B = rotierende Neonröhre zum Spannungsnachweis.
a, c = normaler Zündstrom } bei etwa 2000 Motorumdrehungen.
b, d = Hochfrequenz-Starkstromstöße bei Verwendung des Lepel-Stromwandlers } bei etwa 2000 Motorumdrehungen.

senkrechte Ankerstellung zu transportieren oder mit anderen Worten: während der Drehung des Ankers um 90° das Ankerfeld zu konservieren. Diese Arbeit leistet die während dieses Drehwinkels kurzgeschlossene Primärwicklung. Der fließende Primärstrom verhindert den starken Abbau des Ankerfeldes. Ist die neutrale Zone (die senkrechte Stellung) erreicht, so wird der Unterbrecher geöffnet, das Ankerfeld stürzt zusammen und erzeugt, genau wie bei der Spulenzündung, in der Hochspannungswicklung einen Induktionsstoß, der die Kerze in Gestalt eines Funkens durchschlägt. Die Primärwicklung des Magneten hat also keine aufbauende Funktion, sondern eine konservierende. Beim Magneten findet demnach nur eine einzige Energietransformation statt: magnetische Energie — elektrische Energie. Die eigentlichen Schwierigkeiten der Zündung beginnen erst wieder bei der Betrachtung der Funkenstruktur, und es zeigt sich, daß zwischen dem Spulenfunken und dem Magnetfunken kein Unterschied vorhanden ist. Auch beim Magneten besteht der Zündfunke aus zwei Phasen: dem scharfen weißen Einsatzfunken und dem lang andauernden Lichtbogen. Die Lichtbogenkomponente hat alle die schon oben beschriebenen Nachteile, zu denen sich bei der Magnetzündung noch einige neue hinzugesellen, und zwar:

1. eine sog. »ungleiche Verästelung«, das ist eine verschiedene Stärke der positiven und negativen Impulse,
2. eine nur teilweise Ausnutzung der verfügbaren Energie des Magnetbügels.

Beginnen wir mit dem letzteren! Da bei hohen Touren der Lichtbogen noch fließt, wenn der Unterbrecher schon wieder geschlossen wird, so wird das Ankerkraftfeld nur zum Teil in Sekundärenergie umgesetzt. Die volle Nutzbarmachung der Energie muß aber in dem Augenblick eintreten, in dem der Lichtbogen beseitigt wird. Da nun der Lepel-Stromwandler das wirksamste Mittel zur Beseitigung der Lichtbogenkomponente ist, so muß ein empfindliches Meßinstrument im Hochspannungskreis beim Einschalten des Stromwandlers eine Steigerung der Sekundärenergie feststellen lassen. In der Tat erreicht man ein starkes Anwachsen der Energie und damit gleichzeitig eine Steigerung der Zündwirkung (Abb. 5).

Auf die ungleiche Verästelung, d. h. auf den ungleichen Energieinhalt der positiven und negativen Funken sei nur ganz kurz hingewiesen. Es ist dies eine Schwäche, die durch das Restfeld im Anker und die dadurch bewirkte Verhinderung der vollständigen Umpolung des Ankers verursacht wird. Auch dieser Mangel wird durch Einschalten des Stromwandlers beseitigt.

Die Ergebnisse meiner Ausführungen fasse ich folgendermaßen zusammen: Es gibt zwei Arten der Hochspannungszündung: die Spulenzündung und die Magnetzündung. Bisher hat in der Flugmotorentechnik fast ausschließlich der Zündmagnet das Feld beherrscht. Es wurde gezeigt, daß durch Einführung eines neuen Arbeitsprinzips, welches im wesentlichen auf der Verwendung eines elektrischen Unterbrechers beruht, die Spulenzündung der Magnetzündung qualitativ mindestens ebenbürtig gemacht wird. Es wurde weiter gezeigt, daß beiden Zündungsarten eine Reihe von Schwächen anhaften, die sich aus der Struktur des Zündfunkens, und zwar aus der Lichtbogenkomponente des Zündfunkens herleiten. Die Beseitigung des Lichtbogens wird am vollkommensten durch den Lepel-Stromwandler erreicht. Dadurch wird eine wesentliche Verbesserung und Intensivierung der Zündung erzielt.

Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1926.

§ 1. Veranstalter, Zeit und Ort, Geschäftsstelle.

Die Rhön-Rossitten-Gesellschaft veranstaltet mit Genehmigung des Deutschen Luftrats unter der sportlichen Führung der Südwestgruppe des Deutschen Luftfahrtverbands e. V. und des Deutschen Modell- und Segelflugverbands e. V. vom 25. Juli bis 9. August auf den Hängen und den benachbarten Höhen der Wasserkuppe einen Segelflug-Wettbewerb. Dieser besteht aus einem Wettbewerb für Jungflieger mit Gleitfliegerausweis A und B und einem Wettbewerb für Segelflieger mit Ausweis C.

Eine Verlängerung des Wettbewerbs sowie einzelner nicht ausgeflogener Preise über den Schlußtermin hinaus, behalten sich die Veranstalter vor. Die Geschäftsstelle befindet sich in Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2, vom 23. Juli bis acht Tage nach dem Wettbewerb im Fliegerlager auf der Wasserkuppe. Der Wettbewerb ist mit Einschränkung des § 4 Absatz 4 international.

Im Anschluß an diesen Wettbewerb findet vom 10. bis 20. August eine Technische Prüfung neuartiger Flugzeugkonstruktionen statt. Die Prüfungsbestimmungen für diese ergehen gesondert.

§ 2. Name, Zweck und Ehrenschutz des Wettbewerbes.

Die Veranstaltung führt den Namen Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1926 und steht unter dem Ehrenschutz der WGL. Die Veranstaltung soll den Bau einfacher Segelflugzeuge fördern, der Weiterbildung der Jungflieger dienen und die Erkenntnis der Segelflugmöglichkeiten erweitern.

§ 3. Flugzeuge, Probeflüge.

Der Wettbewerb ist offen für Flugzeuge ohne Motor.

Die Flugzeuge müssen vor ihrer Zulassung Probeflüge erledigen, und zwar vor ihrer Zulassung zum Jungflieger-Wettbewerb einen Flug mit glatter Landung von mindestens 0,3 km Länge oder 30 Sek. Dauer, vor Zulassung zum Wettbewerb für Fortgeschrittene einen Flug von mindestens 60 Sek. Dauer. Der Nachweis dieser Probeflüge ist durch eine Bescheinigung zu erbringen, die von einem durch die Veranstalterin ermächtigten Prüfer ausgestellt ist.

Die Probeflüge können auch vom 25. Juli bis 1. August auf der Wasserkuppe erledigt werden.

§ 4. Bewerber, Meldungen.

Der Eigentümer des Flugzeuges ist Bewerber. Die Meldung hat bei der Geschäftsstelle auf den vorgeschriebenen, von ihr erhältlichen Meldevordrucken für jedes Flugzeug gesondert, durch den Bewerber oder dessen bevollmächtigten Vertreter bis zum 25. Juni 1926 12 Uhr mittags zu erfolgen. Das Nenngeld beträgt M. 20 für jedes gemeldete Flugzeug und muß bis zum Meldeschluß auf der Geschäftsstelle oder auf das Postscheckkonto des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs Frankfurt a. M. Nr. 49055 eingegangen sein. Das Nenngeld wird nach der Zulassungsprüfung der Flugzeuge (vgl. § 5) zurückgezahlt.

Nachmeldungen sind bis zum 10. Juli 12 Uhr mittags zulässig; sie unterliegen außer dem Nenngeld einer Nachmeldegebühr von M. 20, die bis zum Nachmeldeschluß eingegangen sein muß und nicht zurückgezahlt wird. Verfallene Nenngelder und Nachmeldegebühren werden an die Luftfahrerstiftung abgeführt.

Nach der Meldung erhält jedes Flugzeug eine Meldenummer, die während des Wettbewerbs von allen Seiten sichtbar angebracht sein muß.

Bewerber, die die deutsche Reichsangehörigkeit nicht besitzen, haben mit der Meldung den Nachweis zu erbringen, daß in ihrem Heimatlande für deutsche Reichsangehörige bei internationalen sportlichen Veranstaltungen im Luftfahrwesen vollständige und vorbehaltlose Gleichberechtigung gewährleistet ist. Die Veranstalterin behält sich vor, von diesen Bedingungen zugunsten einzelner abzusehen, die zwar nicht Reichsangehörige sind, aber zur deutschen Kulturgemeinschaft gehören.

Vom Deutschen Luftrat Disqualifizierte werden weder als Bewerber noch als Flugzeugführer zugelassen. Sämtliche am Wettbewerb beteiligten Personen müssen sich bei Abgabe der Meldung zur Anerkennung der Ausschreibung und späterer, von der Veranstalterin oder deren Beauftragten zu erlassender Bestimmungen verpflichten und gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalterin und ihre Beauftragten schriftlich verzichten. Für Minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen muß die Verzichterklärung durch den gesetzlichen Vertreter erfolgen. Der Rechtsweg ist auch ausgeschlossen, wenn auf Seiten der Veranstalterin oder ihrer Beauftragten Fahrlässigkeit vorliegt.

§ 5. Baufestigkeit und Zulassungsprüfung.

Die Baufestigkeit der Flugzeuge ist durch eine Bescheinigung nachzuweisen, die durch einen von der Veranstalterin im Benehmen mit der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt hierzu ermächtigten Prüfer ausgestellt wird. Nur Flugzeuge, für die der Nachweis der Baufestigkeit erbracht ist, finden in den von der Veranstalterin errichteten Unterkunftsräumen Aufnahme. Die Baufestigkeitsprüfung muß am Bauort erfolgen; nähere Bestimmungen werden durch Bekanntgabe der Veranstalterin mitgeteilt und sind von den Wettbewerbern genau zu befolgen.

Vor der Teilnahme am Wettbewerb müssen die Flugzeuge dem technischen Ausschuß (vgl. § 11) zur Zulassungsprüfung



vorgeführt werden. Hierzu sind folgende Unterlagen beizubringen:

1. Eine Baubeschreibung nach der bei der Geschäftsstelle erhältlichen Anweisung.
2. Ein Satz unaufgezogener und auf der Rückseite gekennzeichneter Lichtbilder, die das Flugzeug in seinen Hauptansichten darstellen.
3. Die Bescheinigung über die Ablegung des Probefluges (vgl. § 3).
4. Die Bescheinigung über den Nachweis der Baufestigkeit (s. oben).

Die Unterlagen 1 und 2 sollen Berichten über den Wettbewerb als Grundlage dienen. Wird ihre Veröffentlichung nicht gewünscht, so ist es besonders vorzuschreiben.

Für Flugzeuge, die bereits zu einem vom Deutschen Luftrat genehmigten Wettbewerb zugelassen waren, entfällt die Beibringung der genannten Unterlagen, falls inzwischen keine wesentlichen Änderungen vorgenommen worden sind.

Beschädigungen oder Änderungen eines zugelassenen Flugzeuges während des Wettbewerbs sind dem technischen Ausschuß zu melden, der dann die Zulassung aufheben und eine erneute Flugzeugprüfung anordnen kann. Der technische Ausschuß ist auch berechtigt, eine schon ausgesprochene Zulassung zum Wettbewerb in Fällen offenbarer Luftuntüchtigkeit aufzuheben. Befestigungsmöglichkeit eines Barographen und Raum für den Einbau muß vorhanden sein. Barographen sind nach Möglichkeit von den Bewerbern selbst mitzubringen.

Zulassungsprüfungen können auch in der Zeit vom 25. Juli bis 1. August auf der Wasserkuppe stattfinden.

§ 6. Führer.

Die Flugzeuge dürfen im Wettbewerb nur von zugelassenen und gemeldeten Führern geflogen werden. Für dasselbe Flugzeug können mehrere Führer gemeldet werden. Unter den gemeldeten Führern muß wenigstens einer sein, der die Bedingungen für die Zulassung der Führer bereits bei der Meldung erfüllt hat. Zum Jungflieger-Wettbewerb sind nicht zugelassen Motorflugzeugführer, welche vor dem 1. Januar 1925 die Genehmigung zur Führung eines Motorflugzeuges erworben haben. Von den gemeldeten Führern zum Jungflieger-Wettbewerb muß der Gleitfliegerausweis A oder B des Deutschen Modell- und Segelflugverbands e. V. vorgelegt werden oder durch Bescheinigung eines von der Veranstalterin ermächtigten Prüfers nachgewiesen sein, daß Flüge ausgeführt worden sind, die den Bedingungen der Ausweise entsprechen. Dem Ausweis A entspricht ein Flug mit glatter Landung von mindestens 0,3 km Länge oder 30 Sek. Dauer, dem Ausweis B außer 2 Flügen von mindestens 45 Sek. ein 3. Flug von mindestens 60 Sek. Dauer, bei dem 2 Viertelkreise, einer nach links und einer nach rechts geflogen worden sind.

Zum Wettbewerb für Segelflieger sind nur Führer zugelassen, welche den Segelfliegerausweis C besitzen, d. h. welche einen Segelflug von mindestens 5 Minuten Dauer über Starthöhe durchgeführt haben, oder welche nachweislich diese Bedingungen erfüllt haben.

§ 7. Preise.

A. Preise für Segelflieger (Vorbedingung Ausweis C) Summe M. 7000.

1. Fernsegelflugpreis M. 3000.

Der Preis wird demjenigen Flugzeug zugesprochen, welches die größte Strecke auf einem Fluge, gemessen im Grundriß der Luftlinie zwischen Abflug- und Landestelle, mindestens aber 22 km zurücklegt.

2. Milseburgpreis M. 2000.

Gefordert wird ein ein- oder mehrmaliger Flug von der Wasserkuppe nach der Milseburg, Umkehr über der Milseburg und Rückkehr nach dem Wasserkuppenmassiv. Als Rückkehr gilt das Umfliegen einer vorbestimmten Wendemarke oder Landung oberhalb der Schichtlinie 800 des Wasserkuppenmassivs. Der Preis wird demjenigen Flugzeug zugesprochen, das auf einem und demselben Flug diese Strecke am häufigsten abgeflogen hat. Gewertet werden nur ganze Runden (Wasserkuppe—Milseburg—Wasserkuppe). Haben mehrere Flugzeuge die gleiche Rundenzahl, so wird der Preis unter die betreffenden Flugzeuge geteilt.

3. Sonderpreis, Gesamtsumme M. 2000.

Eine Gesamtpreissumme von M. 2000 wird der Sportleitung zur Verfügung gestellt zur Ausschreibung von Tagespreisen in Höhe von je M. 100 und zur Ausschreibung von Preisen für Forschungsflüge in Höhe der hiernach noch verbleibenden Restsumme. Diese Sonderausschreibungen bedürfen der Genehmigung der auf der Wasserkuppe anwesenden Mitglieder des Deutschen Luftrats.

B. Preise für Jungflieger (Vorbedingung Gleitfliegerausweis A oder B).

1. Preise für die größte Gesamtflugdauer M. 700.

Der Preis wird demjenigen Flugzeug zugesprochen, welches während des Wettbewerbes die größte Gesamtflugdauer auch mit verschiedenen Führern erzielt, wobei nur Flüge von mindestens 45 Sek. gewertet werden.

1. Preis M. 500,
2. Preis M. 200.

2. Zielflugpreis M. 700.

Der Preis wird demjenigen Flugzeug zugesprochen, welches auf beliebig vielen, mindestens aber 5 Zielflügen die beste Durchschnittszahl,

$$D = \frac{\text{Entfernung vom Ziel in Metern}}{\text{Anzahl der Flüge}},$$

während des ganzen Wettbewerbs erzielt. Für diese Zielflüge werden 3 für den ganzen Wettbewerb gültige Ziele von der Sportleitung zu Anfang des Wettbewerbs bekanntgegeben, von denen das Tag für Tag gültige, entsprechend der Windrichtung, von der Sportleitung rechtzeitig bekanntgegeben wird. Gewertet werden nur Flüge, bei denen die Landung höchstens 100 m vom Ziel entfernt erfolgt.

1. Preis M. 500,
2. Preis M. 200.

3. Ermunterungspreise für Segelflugzeugbau. Gesamtsumme M. 3000.

10 Preise in Höhe von je M. 300 werden denjenigen Flugzeugen zugesprochen, die noch an keinem Wettbewerb teilgenommen haben, in ihren maßgebenden Teilen (Rumpf, Flächen) erst nach dem 1. Oktober 1925 vom Bewerber fertiggestellt worden sind und während des Wettbewerbs einen Flug von mindestens 600 m Strecke, gemessen im Grundriß der Luftlinie, ausführen. Haben mehr als 10 Flugzeuge die Mindestbedingung erfüllt, so erfolgt die Zuerkennung der 10 Preise nach Maßgabe der Streckenleistungen.

Auf Wunsch können Bewerbern Konstruktionszeichnungen eines einfachen Schulsegelflugzeuges von der Geschäftsstelle der Rhön-Rossitten-Gesellschaft zur Verfügung gestellt werden.

4. Sonderpreise, Gesamtsumme M. 1600.

Eine Gesamtpreissumme von M. 1600 wird der Sportleitung zur Verfügung gestellt zur Ausschreibung von Sonderpreisen mit der Maßgabe, daß von dieser Gesamtsumme M. 800 für Tagespreise offen für Jungflieger mit Ausweis B und M. 800 für Jungflieger mit Ausweis A Verwendung finden. Diese Sonderausschreibungen bedürfen der Genehmigung der auf der Wasserkuppe anwesenden Mitglieder des Deutschen Luftrats.

§ 8. Oberleitung.

Die Oberleitung besteht aus dem von dem Vorsitzenden der R.R.G. ernannten Vorsitzenden, den Vorsitzenden der Technischen Kommission, der Sportleitung und des Wirtschaftsausschusses oder ihren Vertretern und dem Geschäfts-



führer. Sie steht an der Spitze der Veranstaltung und übt während des Wettbewerbs die Rechte und Pflichten der Veranstalter aus, regelt die Besetzung oder Ergänzung der Ausschüsse und vermittelt zwischen ihnen.

§ 9. Preisgericht.

Das Preisgericht urteilt auf Grund der von der Sportleitung (vgl. § 10), dem Technischen Ausschuß (vgl. § 11), dem Meß- und Wetterdienstausschuß (vgl. § 12 und 13) gesammelten Flug- und Prüfergebnisse mit einfacher Stimmenmehrheit der anwesenden Mitglieder. Bei Stimmengleichheit entscheidet die Stimme des Vorsitzenden. Das Preisgericht kann Ergänzung der Beurkundungen verlangen. Das Preisgericht tritt einen Tag vor Schluß des Wettbewerbs zusammen und entscheidet am Tag nach Schluß desselben. Bei Verlängerung einzelner nicht ausgeflogener Wettbewerbe über den Wettbewerb hinaus tritt das Preisgericht im Bedarfsfalle spätestens innerhalb 8 Tagen nach Ablauf des neuen Schlußtermins zusammen. In diesem Fall ist auch schriftliche Rundfrage bei den einzelnen Mitgliedern des Preisgerichts durch den Vorsitzenden zulässig. Das Preisgericht ist befugt, nichtgewonnene Preise für kommende Veranstaltungen zurückzustellen oder Teilbeträge als Anerkennungsprämien zu verteilen.

Gegen die Entscheidung des Preisgerichts gibt es eine Berufung an den Deutschen Luftrat, die unter Beifügung eines Betrages von M. 50 innerhalb von 10 Tagen nach Bekanntgabe der Preisgerichtsentscheidung bei der Geschäftsstelle des Deutschen Luftrats, Berlin W 35, Blumeshof 17, eingegangen sein muß. Der Betrag wird zurückgezahlt, wenn die Berufung für begründet erachtet wird, im anderen Falle verfällt sie der Luftfahrerstiftung. Berufung kann nur ein Bewerber einlegen, der sich durch das Urteil des Preisgerichts geschädigt glaubt.

§ 10. Sportleitung, Sportgehilfen.

Die Sportleitung sorgt für die sportliche Durchführung des Wettbewerbs. Der jeweilige »Sportleiter vom Dienst« trägt die Verantwortung für den sportlichen Wettbewerbsverlauf. Seinen Anordnungen ist unbedingt Folge zu leisten. Dem »Sportleiter vom Dienst« stehen Sportgehilfen und Meßtrupps zur Seite. Die Sportleitung gibt eine Flugordnung und in Gemeinschaft mit dem Technischen Ausschuß, dem Meßausschuß und dem Wetterdienstausschuß eine Flugprüfungsordnung durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

Die Flug- und Prüfungsergebnisse werden fortlaufend durch Aushang bekanntgegeben. Einsprüche hiergegen sind innerhalb 24 Stunden im Fliegerlager der Geschäftsstelle schriftlich vorzulegen.

§ 11. Technischer Ausschuß.

Der Technische Ausschuß führt die Flugzeugzulassungsprüfungen (vgl. § 5) durch und entscheidet bei Beschädigungen von Flugzeugen und bei offenbarer Luftuntüchtigkeit (vgl. § 5 Absatz 4) über ihre weitere Zulassung zum Wettbewerb endgültig.

§ 12. Meßausschuß.

Der Meßausschuß führt die Vermessung und Auswertung der Flüge durch; er gibt in Gemeinschaft mit der Sportleitung eine Vermessungsordnung heraus, die das anzuwendende Meßverfahren festlegt und den Dienst der einzelnen Trupps regelt. Der Meßausschuß übernimmt die Kontrolle der Barographen und führt die Meldung der Bodenwindverhältnisse beim Start durch. Der Meßausschuß hat die Flugergebnisse innerhalb eines Tages, spätestens bis zum nächsten Vormittag ausgewertet der Sportleitung mitzuteilen. Der Vorsitzende des Meßausschusses ist für die ordnungsgemäße Durchführung der Meßmethoden und ihre Auswertung verantwortlich.

§ 13. Wetterdienstausschuß.

Der Wetterdienstausschuß regelt den täglichen Wettervoraussagedienst und die Durchführung aerologischer Messungen. Er gibt täglich vor- und nachmittags einen Wetterbericht durch Aushang im Fliegerlager bekannt.

§ 14. Der Wirtschaftsausschuß.

Der Wirtschaftsausschuß sorgt für die Unterkunft der Flugzeuge, der Wettbewerbsteilnehmer und der Organe der Veranstaltung im Benehmen mit dem Leiter der Polizei-Flugwache. Er sorgt für die gemeinsame Verpflegung im Fliegerlager und ist für alle sonstigen wirtschaftlichen Fragen des Wettbewerbs zuständig.

§ 15. Ordnungsdienst.

Der Ordnungsdienst während des Flugbetriebes und im Lager sowie die Regelung des Verkehrs obliegt dem Führer der Polizei-Flugwache, der im Einverständnis mit der Oberleitung arbeitet.

§ 16. Verschiedenes.

Die Zusammensetzung des Preisgerichts, der Oberleitung und der Ausschüsse wird vor Nachmeldeschluß veröffentlicht. Die Veranstalterin behält sich das Recht vor, Änderungen und Ergänzungen dieser Ausschreibung zu beschließen, die der Genehmigung des Luftrats bedürfen, und ihren Bestimmungen Auslegung zu geben. Aus einem Ausfall des Wettbewerbs infolge von Umständen, für die die Veranstalterin kein Verschulden trifft, können Ansprüche gegen die Veranstalterin nicht geltend gemacht werden. Über die etwaige Notwendigkeit des Ausfallens des Wettbewerbs entscheidet der Luftrat.

Alle in dieser Ausschreibung vorgesehenen späteren Veröffentlichungen und sonstigen Bekanntmachungen erfolgen in den Zeitschriften »Der Luftweg«, »Luftfahrt« und »Flugsport«.

Frankfurt a. M. im Januar 1926.

Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V.
gez. Kotzenberg.

Buchbesprechungen.

Journal of the Franklin Institute, Monatsschrift des Franklin-Institutes im Staate Pennsylvania, Philadelphia, Bd. 200, Nr. 6 vom Dezember 1925. 8°. S. 711 bis 852, mit Inhaltsverzeichnis und Titelblatt des 200. Halbjahrganges.

Mit dem vorliegenden Heft schließt die altehrwürdige wissenschaftliche Zeitschrift ihr hundertstes Jahr. Von dem vielseitigen Inhalt, Sonderabhandlungen, meist auf breiterer Grundlage, aus den Gebieten der Mathematik, Strahlenphysik (Kathodenstrahl-Oszillograph, Erforschung von Mischkristallen mit Röntgenstrahlen), Magnetismus, Elektrotechnik (Telephonempfangstheorie), physiologischen Optik (Sehleistung bei veränderlichen Lichtquellen) und Biochemie interessiert hier besonders der erste Aufsatz von Sparrow über die »Leistung von Flugmotoren«. Er behandelt mit zahlreichen guten Schaubildern von zum Teil unveröffentlichten Versuchen das Verhalten von Flugmotoren abhängig von der Höhe, also von Druck und Temperatur, in verschiedener Hinsicht; über den Aufsatz wird in der »Luftfahrt-Rundschau« (dieses Heft S. 86, Luru 60420) ausführlich berichtet. E.

Leichtmotorflugzeuge. Von Alfried Gymnich. Bibliothek für Sport und Spiel. Verlag Grethlein & Co., Leipzig-Zürich; 8°, 215 Seiten, 136 Abbildungen.

An Hand von zahlreichen Abbildungen, Rissen und Zahlenangaben bespricht der Verfasser die einzelnen Leichtflugzeuge, in Tabellen sind Wettbewerbsergebnisse zusammengetragen, so daß das Buch ein wertvolles Nachschlagewerk darstellt. Zahlreiche Skizzen von Einzelheiten bieten auch dem Konstrukteur viel Anregung.

Hübner.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [04] und laufende Nummer [01 usw.].)

Bodenorganisation. Windkraftmotoren der Perkins Aerolectric werden seit 1919 in Crook Field, Neb., als Streckenfeuer auf den Postfluglinien benutzt.

Der Aerolectric besteht aus einem leichten Eisenfachwerkturm, der oben zweiflügelige Luftschraube als Windrad trägt, die durch Windfahne immer in Windrichtung gedreht wird. Bei Windstärken über 2,5 m/s wird eine Batterie aufgeladen, die Strom an Scheinwerfer, die auf einer Plattform auf ¼ der Höhe aufgestellt sind, abgibt.

Die Türme sollen sich gut bewährt haben, man beabsichtigt sie in größerem Maße einzuführen.

— Economical Airport Lighting Equipment; Aviation **20**, Nr. 2 vom 11. Jan. 1926, S. 58 (1 Sp., 1 Lichtb.).

H. 60401.

Flugzeugbau. Fortschritte im Bau von Flugbooten sind vor allem durch geeignete Bauweise des Rumpfes zu erzielen, die sich ganz nach Grundsätzen des Schiffbaus richten muß; hierbei kommt es vor allem auf den Trimm, den Wellenwiderstand, das stetige Herausheben des Bootskörpers beim Abwassern und seine Trockenheit, somit Seetüchtigkeit an.

Der Formschwerpunkt des Bootes soll möglichst weit vorne liegen, um gut ankern zu können und beim Abwassern zu verhindern, daß der Bug sich unter Wasser drückt.

Der Wellenwiderstand wächst zunächst linear mit der Geschwindigkeit, um etwa bei 20 bis 30 Kn (rd. 50 km/h) einen Höchstwert zu erreichen und dann stark abzufallen. Der Leistungsüberschuß reicht hin, diesen Widerstand zu überwinden, wenn auf geeignete Form des Bootskörpers und geringere Leistungsbelastung, die auch der Luftkräfte wegen erwünscht ist, geachtet wird.

Beim Abwassern muß der Reibungswiderstand dauernd verringert werden; das Boot soll sich allmählich aus dem Wasser heben und dadurch die reibende Oberfläche verkleinern. Stetigkeit ist dabei unbedingt nötig, da sehr kleine Winkeländerungen die Tauchung und Längsschwingungen die Wellenform ändern und so genügende Geschwindigkeiten verhindern können. Durch Versuche muß die richtige Lage der Stufen festgestellt werden.

Trockenheit und Seetüchtigkeit sind bedingt durch richtige Ausbildung des Bugs und des ganzen Vorschiffes, Wellenbinderform, die außerdem noch ausgekehlt (vgl Kingston-Beobachtungs-DD-Flugboot, 60102). Am wichtigsten jedoch ist genügende Festigkeit, um grobe Seen aushalten zu können, bei einem wirtschaftlichen Bauverhältnis: Rumpfgewicht/Fluggewicht.

Bei neuen Flugbooten in Holzbauart ist der Bootskörper wie im Jachtbau weich gebaut, ganz aus Holz unter Vermeidung von vielen Verspannungen und Metallbeschlägen. Meist besteht er aus doppelter Mahagonibeplankung als tragenden Verband, der durch verschiedene Anordnung von Quer- und Längsspanten versteift ist. Diese Bauart hat sich gut bewährt bis auf die große Feuchtigkeitsaufnahme des Holzes — im ersten Monat etwa 15 vH des Bootsgewichtes oder 2 vH des Fluggewichtes, dann langsamer zunehmend.

Größere Boote in Metall, wobei Wahl des Materials Schwierigkeiten bietet, da beim üblichen Duralumin in Verbindung mit anderen Metallen Korrosion, die zwar durch geeignete Anstriche vermeidbar, aber bei deren leichter Verletzbarkeit stets gefährlich ist. Am besten wäre hochwertiger Stahl, dessen Festigkeits- und Dehnungswerte am günstigsten, und der am leichtesten wird, wenn man ihn in ganz dünnen Platten verarbeiten könnte, ein Ziel, an dem in fast allen Ländern gearbeitet wird. Beim Bau eines 45-t-Flugbootes würde schon heute das Mehrgewicht gegenüber dem Duralumin keine große Rolle mehr spielen.

Im Aufbau der Metallhüllen lassen sich zwei Arten unterscheiden:

In England die mehr oder weniger aus dem Holzbau übernommene aus Querspanten mit Längsbändern. Spanten dabei aus breiten, geflanschten Blechen, die ausgestanzt werden, mit geflanschten Erleichterungslöchern; Längsbänder aus U-förmigen Streifen, wobei die Platten an Flanschen der U-Schenkel befestigt. In Deutschland baut Rohrbach dagegen rechteckige Spantquerschnitte, deren Form Anwendung eines Fachwerks mit tragender Haut erlaubt, wobei Einbau wasserdichter Querschotte besonders einfach, da bei dieser starren Bauweise Abdichten einfach.

Gewichtsunterschied zwischen Holz- und Duraluminbooten in England gering: zwei nach gleichen Rissen gebaute Boote aus Holz und Duralumin hatten vor dem Stapellauf annähernd gleiches Gewicht, doch behaupten einige Konstrukteure, Duraluminboote seien 20 vH leichter als trockene Holzboote. Bei großen Flugzeugen könnte rd. 30 vH Rumpfgewicht gespart werden; doch vorläufig nur wenige vH.

Da wegen der Korrosionsgefahr keine Stahlbolzen verwendet werden dürfen, wird Deckmittelteil durch den Bootskörper hindurchlaufend ausgeführt; trotzdem können sie ganz nicht vermieden werden, da Duraluminverbindungsstücke zu unhandlich und klobig wären.

Hinsichtlich des Flugwerks ist man heute in der Lage, für die einzelnen Verwendungszwecke passende Flügelschnitte zu wählen. Große Bedeutung hat dabei die Einschränkung der Druckpunktwanderung, da von ihr, zur Wahrung genügender Längsstabilität, die Schwanzlänge, somit teilweise die Seefähigkeit abhängt. Versuche, hierfür günstige Profile bei sonst vorteilhaften Strömungsverhältnissen zu schaffen, sind noch nicht erfolgreich gewesen. Ein Flügelschnitt mit einer Höchstauftriebsbeizahl 1,2, einer Druckpunktwanderung von höchstens 12 vH zwischen den Anstellwinkeln mit 0,2 bis 1,2 Auftriebsbeizahl und einem Kleinstwiderstand wie bei R.A.F. 30 wäre erstrebenswert.

Reibungswiderstand kann bei Verwendung dicker Flügelschnitte verringert werden, da freitragende Bauart möglich. Da Verstrebungen etwa 18 vH des Gesamtwiderstandes bieten, besonders freitragender Eindecker vorteilhaft. Diese 18 vH sind nicht ganz einzusparen, da der Eindecker bei gleicher Flügelfläche größere Flügeltiefe erfordert. Um dieselbe Längsstabilität zu erhalten, ist es daher nötig, entweder den Rumpf zu verlängern oder das Höhenleitwerk zu vergrößern, was beides mit einer Widerstandsvergrößerung verbunden ist; hinzu kommt etwas größerer Randwiderstand, so daß der freitragende Eindecker eine Leistungsverringerung um 15 vH, bei gleicher Leistung eine Geschwindigkeitssteigerung von 6 bis 7 vH und eine Vergrößerung der Gipfelhöhe um 15 vH (? Der Ber.) gestattet. Geringere Wendigkeit spielt bei an sich großen Flugzeugen keine Rolle.

Hinsichtlich des Flügelaufbaus liegen die Verhältnisse ähnlich wie beim Rumpf. Beim Metallbau geht die Entwicklung in zwei Richtungen: die eine Art überträgt die Kräfte durch leichte, gebaute oder ausgestanzte Rippen auf zwei oder mehr Holme, aus kaltgezogenen, ungeschweißten Stahlrohren oder besser aus gebauten Trägern. Bei der



anderen Bauweise ist die Bekleidung tragend ausgebildet.

Beim Mehrdecker erste Art angebracht, da es sonst unmöglich ist, die Kräfte auf die Stielknoten zu übertragen; hierbei Stoffbespannung, da Metallbeplattung schwerer. Zweite Bauweise nur bei dicken Profilen möglich, deren Höhe etwa ein Sechstel der Tiefe: weite, gebaute Kastenträger, die über die ganze Flügellänge durchlaufen. Die Ober- und Unterseitenbeplankung aus querliegenden Duraluminplatten, deren Außenseiten durch längslaufende breite Bänder verbunden sind; Stärke nimmt entsprechend der Kräfteverteilung zu oder ab; zur örtlichen Versteifung und zur Aufnahme von Torsionskräften dienen Querspanten. Zuspitzen der Flügel nach den Enden aus Strömungs- und Baugründen erwünscht, doch teuer.

Die Festigkeitsfragen sind bei der letzten Bauart leicht zu lösen, da eine geringere Vergrößerung der Plattendicke an der Wurzel die größeren Biegemomente bei großer Spannweite leicht aufnehmen kann; so ist gleicher Flügelschnitt über ganze Spannweite verwendbar.

Metallflügel werden sicher Gewichtsersparnisse bringen, wenn es auch augenblicklich noch schwierig ist, dies zahlenmäßig zu begründen.

An seemännischer Ausrüstung muß Anker und Schleppgeschirr, Faltboot und Lenzpumpe vorhanden sein. Flugzeuge über 15 t sollten mit kleinem Hilfsmotor und alle größeren mit F.T. ausgerüstet sein. Ein zusammenlegbarer Mast zum Anbringen von Segeln oder der Antenne muß auch vorgesehen sein.

Die Flugboote sollten genau wie ein Schiff gehandhabt werden können und mehrere Wochen ohne Aufschleppen auf dem Wasser liegen können; sie sollten sich von erfahrenen Führern auch auf engen und überfüllten Wasserstraßen ohne fremde Hilfe steuern lassen. Für die Zukunft wird dem Flugboot mehr Aufmerksamkeit gewidmet werden müssen. Die Entwicklung im Flugzeugbau müßte sehr langsam gehen, wenn in den nächsten 10 Jahren keine 45-t-Flugboote gebaut würden. Bei solch einem Verkehrsflugzeug würde es sich um ein Ganzmetallflugzeug handeln mit einer Flügelfläche von 925 m², einer Spannweite von 67 m und einer Leistung von 3000 PS. Das Flugboot wäre bei 60 vH der Leistung flugfähig, eine Notlandung damit unwahrscheinlich.

Der Rumpf würde zwei Decks und Raum für 100 Fluggäste haben. Bei 165 km/h Reisegeschwindigkeit hätte es eine Flugweite von 1500 km. Bei geringerer Fluggastzahl könnte es mit einer Zwischenlandung auf den Azoren den Weg von Europa nach Amerika in 36 Stunden zurücklegen. — *O. E. Simmonds*, Recent Progress in Flying Boat Design; The Journal of the Royal Aeronautical Society **29**, Nr. 180 vom Dez. 1925, S. 634 bis 647 (14 Sp., 6 Lichtb., 1 Schaub.). *H.*, *E.* 60402.

Flugzeuge. R. W. S. 6-Verkehrs-HD, Muster K. 1, nach Plänen von K. A. Kalinin auf der R. W. S.-6 (Russische Militärflugwerft 6) gebaut. Baustoff Holz.

Rumpf aus Stahlrohr mit Stoffbespannung, rechteckig. Führersitz an Steuerbord mit guter Sicht. Rumpfspitze und Fluggastraum für 4 Personen mit Koltjug-Aluminblech verkleidet. Bei Verwendung als Sanitätsflugzeug können 3 Betten, Tragbahren und Wärtersitz eingebaut werden.

Triebwerk an abnehmbarem Stahlblechrahmen mittels 4 Bolzen an Rumpf befestigt. 2 Lamblin-Trommelkühler.

Tragdeck elliptisch, dreiteilig, stoffbespannt. Von Mitte der Flügel laufen zwei stromlinige Stahlrohrstreben zu den Rumpfunterkanten. Mitteldicker Flügelschnitt, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich. Höhenflosse verstellbar, zweiteiliges unausgeglichenes Höhenruder, Kielflosse und entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, die in Mitte gegen Unterkanten abgestützt. Gummifederung.

Preis: Erstausführung rd. RM. 32500, bei Reihenbau bedeutend billiger.

Spannweite		16,76 m
Länge		10,72 m
Höhe		3,7 m
größte Flügeltiefe		3,5 m
Flügelfläche		40 m²
Motor: Salmson		170 PS
oder B. M. W.		185 PS
Leergewicht		1,18 t
Nutzlast	0,40 t	
Betriebsstoff für 8 h	0,36 t	
daher Zuladung	0,76 t	0,76 t
also Fluggewicht		1,94 t
Flächenbelastung		49,3 kg/m²
Leistungsbelastung		12,3 kg/PS
Flächenleistung		4,25 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		160 km/h
Reisegeschwindigkeit		149 km/h
Landegeschwindigkeit		60 km/h
steigt auf 1 km in		12 min
Gipfelhöhe		3 km
Anlaufstrecke		100—200 m
Flugdauer		8 h
Flugweite		900 km

— Das Verkehrsflugzeug K. 1; Samolet (Das Flugzeug) **8**, Nr. 11 (25) vom November 1925, S. 36 bis 37 (4 Sp., 3 Risse, 6 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60403.

Flugzeuge. Le Pere-»Höhenflugzeug«, Muster P-53, mit dem John A. Macready den Höhenweltrekord an Amerika bringen will.

Rumpf eines XCO 5-DD, der zu diesem Zweck etwas umgebaut ist: Flaschen für flüssigen Sauerstoff sind im Hinterende des hinteren Sitzes eingebaut. Fliegt Beobachter nicht mit, werden im Hintersitz die aufzeichnenden Meßgeräte aufgestellt.

Führersitz. Die Öffnung auf Oberseite ist mit dickem Stoff zugedeckt, der nur Kopf freiläßt; durch eine durchsichtige Zellhornscheibe kann der Führer das Innere des Raumes gut übersehen und die Meßgeräte während des Fluges ablesen: Höhenmesser, Boden- und Fluggeschwindigkeitsmesser, Vergaserdruckmesser, Benzindruckmesser, Öldruckmesser, die Thermometer für Wasser- und Öl-Ein- und -Austritt; ferner Sauerstoffgerät, Verdichterregelung und die im gewöhnlichen Flugzeug auch vorhandenen Vorrichtungen bedienen.

Hände und Körper des Führers können durch am Auspuff vorbeigeführte, ins Innere des Raumes geleitete Luft geheizt werden.

Triebwerk: 400 PS-Liberty-Motor mit verstellbarer Metall-Luftschraube im Rumpfvorderteil. Brennstoffversorgung derart, daß Pumpen etwas niedriger als Tanks stehen, denn da in großer Höhe Verdampfungspunkt fast erreicht wird, würde ein geringer Ansaugeunterdruck Verdampfung bewirken und es so unmöglich machen, den Brennstoff zum Motor zu pumpen; so drückt Pumpe nur in Vergaser. Kreiselverdichter der General Electric Co., Muster F mit einigen Abänderungen, seitlich angebracht. Bei früheren Versuchen traten oft Frühzündungen ein, die zum Niedergehen zwangen. Dies wurde bei Verwendung reicheren Gemisches in größeren Höhen und Einbau eines Kühlers zwischen Verdichter und Vergaser vermieden.

Tragdecks in gewöhnlicher Holzbauart mit Stoffbespannung. Flügelschnitt Joukowsky StAe — 27 A, stark gewölbt, vorne außergewöhnlich dick, hinten scharf auslaufend. Keine Pfeil- und V-Stellung. Sehr große Spannweite. Zwei N-Stiele seitlich vom Rumpf; Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten angesetzt.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell gewöhnlich, ohne durchlaufende Achse.

Bekleidung der Besatzung: Dicke, wollene Überzüge über der Uniform, darüber dicker, daunengepolsterter Lederanzug. Keine elektrisch heizbaren Anzüge, die sich schlecht bewährt haben, da Besatzung schon genug Apparate u. dgl. zu überwachen hat und im Fall eines Aussetzens der Heizung Höhenflug abgebrochen werden muß.

— *A. M. Jacobs*, A New Altitude Airplane; Aviation **20**, Nr. 2 vom 11. Jan. 1926, S. 52 bis 53 (4 Sp., 1 Lichtb.). *H.*, *E.* 60404.

Flugzeuge. Klein-HD M. L.-3 von Likoschin und Michelson, Leningrad, entworfen. Baustoff: Holz.

Rumpf vierkantig, verspannt, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Sehr niedrig. Stoffbespannt.

Triebwerk im besonderen, mit Aluminiumblech verkleideten, abnehmbaren Vorderteil. Stahlblechmotorrahmen. Falltank.

Tragdeck rechteckig, mit etwas abgerundeten Enden, zweimal durch Stahlrohrstreben an beiden Holmen abgefangen. Große Querruder mit Differentialsteuerung.

Leitwerk gewöhnlich. Geteiltes unausgeglichenes Höhenruder, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell sehr niedrig, durchlaufende, im Rumpfboden gummigefederter Achse.

Spannweite		8,4	m
Länge		5,2	m
Höhe		1,2	m
Flügeltiefe		1,6	m
Seitenverhältnis		5,25	
Anstellwinkel (gleichbleibend)		1°	
Flügelfläche		12,75	m²
Höhenflosse		0,7	m²
Höhenruder		1,4	m²
Seitenruder		0,7	m²
Motor: luftgek. 2 Zyl. Indian		7	PS
Schraubendurchmesser		1,3	m
Leergewicht		0,088	t
Brennstoff	8 kg		
Führer	75 kg		
daher Zuladung	83 kg	0,083	t
also Fluggewicht		0,171	t
Flächenbelastung		13,3	kg/m²
Leistungsbelastung		24,2	kg/PS
Flächenleistung		0,55	PS/m²

— Motavietta M. L.-3; Samolet **1**, Nr. 10 (12) vom Okt. 1924, S. 28 (¼ Sp., 1 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60405.

Flugzeuge. Avietta-Klein-TD der W. N. O. A. W. F. (Militärwissenschaftliche Vereinigung der Akademie der Luftflotte, Moskau), Tiefdecker, Muster 1925, entworfen von Rafaeliantz, erbaut im Akad. Flugverein der Ideal-Werke Moskau. Baustoff: Holz. Verwendung: Schule und Sport.

Rumpf vierkantig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, stoffbespannt, umklappbarer Führersitz.

Triebwerk in mit Koltjugaluminblech bekleidetem Vorderteil. Motor mit hängenden Zylindern, hinter ihm ein Falltank. Brandschott.

Tragdeck freitragend, rechteckig, Enden abgeschrägt. Zweiholmig, zweiteilig, 2 Kastenholme, 24 Rippen, von denen 20 gleich sind. Innenverspannung. Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich, dreieckige Höhenflosse auf Rumpfoberseite, geteiltes, unausgeglichenes Höhenruder, kleine dreieckige Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell gewöhnlich.

Spannweite		9,4	m
Länge		5,5	m
Höhe		1,4	m
Flügeltiefe		1,5	m
Seitenverhältnis		6,25	
Profil: Göttingen		426	
Flügelfläche		14,8	m²
Querruder		2,2	m²
Höhenflosse und -Ruder		2,28	m²
Kielflosse		0,3	m²
Seitenruder		0,6	m²
Motor: luftgek. 2 Zyl.-Blackburne		18	PS
Leergewicht		0,175	t
Brennstoff für 4,5 h	21 kg		
Führer u. a.	77 kg		
daher Zuladung	98 kg	0,098	t
also Fluggewicht		0,273	t
Flächenbelastung		18,45	kg/m²
Leistungsbelastung		15,15	kg/PS
Flächenleistung		1,22	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		105	km/h
Landegeschwindigkeit		47	km/h
Gipfelhöhe		3,25	km
Flugbereich	rd.	450	km

— Avietta W. N. O. - A. W. F.; Samolet **3**, Nr. 12 (26) vom Dez. 1925, S. 28 (2 Sp., 5 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60406.

Flugzeuge. Leicht-TD P 1 von W. O. Pisarenko. Erbaut in der Fliegerschule zu Sebastopol. Baustoff: Holz.

Rumpf vierkantig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, verspannt. Vorderteil bis Führersitz sperrholzbeplankt, hinten stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil. Motorrahmen aus 2 mm starker Stahlblechplatte. Falltank. Brandschott.

Tragdeck freitragend, einteilig, trapezartig, nach den Enden in Tiefe und Dicke abnehmend. 2 Kastenholme mit 2 Kasten- und sonst gewöhnlichen Rippen. Sperrholzbeplankt, Cellon-Aluminiumbronzeanstrich, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, durchlaufende Höhenflosse auf Rumpfoberseite, geteiltes unausgeglichenes Höhenruder, ausgeglichenes Seitenruder, Kielflosse fehlt.

Fahrgestell gewöhnlich, Stahlrohrbau.

Spannweite		7,5	m
Länge		5,0	m
Höhe		1,5	m
Flügeltiefe Mitte		1,7	m
» Enden		1,0	m
Seitenverhältnis		5,55	
Flügelfläche		10,0	m²
Motor: Anzani		35	PS
Leergewicht		0,198	t
Brennstoff	42 kg		
Führer u. a.	80 kg		
daher Zuladung	122 kg	0,122	t
also Fluggewicht		0,320	t
Flächenbelastung		32	kg/m²
Leistungsbelastung		9,15	kg/PS
Flächenleistung		3,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		160	km/h
Gipfelhöhe		3,0	km
Flugbereich 3 h	rd.	480	km

— *G. Schmelef*, Das erste russische Sportflugzeug; Samolet **1**, Nr. 5 (7) vom Mai 1924, S. 18 bis 19 (4 Sp., 2 Lichtb., 3 Zeichnungen des Flügelgerippes). *Sy.*, *H.* 60407.

Flugzeuge. Segel-HD AS-1 B, entworfen von A. Solowief, erbaut von der Akad. Segelfluggruppe der Technischen Hochschule Kasan. Baustoff: Holz.

Rumpf vierkantig, hinten in wagrechte Schneide auslaufend. Vampyrform. Verspannungslos.

Tragdeck rechteckig, an Enden etwas verjüngt, dreiteilig, zweiholmig, zweimal an den Holmen durch Stahlrohrstreben abgefangen. Große Querruder.

Leitwerk: Keine Höhenflosse, rechteckiges, ausgeglichenes Höhenruder, unausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell gewöhnlich, mit im Rumpfboden gummigefederter Achse.



Spannweite		12,8	m
Länge		5,25	m
Höhe		1,35	m
Flügeltiefe		1,36	m
Seitenverhältnis		9,4	
Flügelschnitt: Göttingen		441	
Flügelfläche		17,4	m²
Höhenruder		3,05	m²
Leergewicht	0,110 t		
Zuladung	0,070 t		
also Fluggewicht	0,180 t		
Flächenbelastung		10,3	kg/m²
Gleitgeschwindigkeit		11,2	m/s
Sinkgeschwindigkeit		0,6	m/s

— Sonderbericht und Samolet 1, Nr. 9 (11) vom Sept. 1924, S. 36 (3 Risse des Flugzeuges). *Sy.*, *H.* 60408.

Flugzeuge. Segelflugzeug A. W. F.-12 »K. I. M.« (Abb. folgt), entworfen von B. J. Tscherenowsky (Erbauer des Parabelflugzeugs), erbaut im Segelflugverein bei Chamownizi, Moskau. Baustoff: Holz (Esche, Tanne und Fichte).

Rumpf im Querschnitt elliptisch, nach hinten allmählich in Kielflosse auslaufend. Führersitz tief, trotzdem gute Bodensicht.

Tragdeck: Seitlich aus Rumpf herauswachsender Parabelflügel. Flügel zweiteilig. 4 I-förmige Haupt- und mehrere Nebenholme, leichte Gitterrippen, dickes Joukowsky-Profil, Flügeldicke an der Wurzel 0,53 m. Große Querruder.

Leitwerk besonderer Bauart. Dreieckige Höhenflosse beiderseits an, aus dem Rumpf herauswachsender, Kielflosse angesetzt. Geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell: Stromlinig verkleidete, gummigefederte Räder, ohne gemeinsame Achse.

Spannweite		12,00	t
Länge		5,80	m
Höhe		1,10	m
Flügeltiefe an der Wurzel		2,49	m
» an den Enden		0	m
Seitenverhältnis		7,2	
Flügelfläche (mit Querrudern)		20,0	m²
davon Querruder		4,2	m²
Höhenflosse		0,63	m²
Höhenruder		0,90	m²
Seitenflosse		0,58	m²
Seitenruder		0,63	m²
Gewicht: Rumpf mit Fahrgestell	28 kg		
Flügel mit Querruder	43 »		
Leitwerk	9 »		
Leergewicht	80 kg	0,080	t
Zuladung		0,070	t
also Fluggewicht		0,150	t
Flächenbelastung		7,5	kg/m²
Flügeleinheitsgewicht		2,30	kg/m²

— Sonderbericht und *G. Schmelef*, Der 2. Allrussische Segelflugwettbewerb; Samolet 3, Nr. 1 (15) vom Januar 1925, S. 6 bis 12 (14 Sp., 33 Risse, 9 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60409.

Flugzeuge. Verkehrs-DD, entworfen von E. E. Groppius, erbaut Ende 1924 auf der Reichsflugwerft in Moskau.

Rumpf vierkantig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Führer- und Motorwartsitz hinter Fluggastraum mit 4 Sitzplätzen, dessen Eingang steuerbords. Vorderteil sperrholzbeplankt, hinten stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil mit Aluminiumblech bekleidet. Abdeckbarer Groppius-Kühler unter Rumpf.

Tragdecks: Ober- und Unterdeck gleiche Spannweite. Flügel rechteckig, zweiholmig, mit etwas abgerundeten Enden. Oberdeck über Rumpfoberseite durchlaufend, Unterflügel beiderseits an Rumpfunterkante angesetzt, ein Stielpaar, doppelte Diagonalspanndrähte mit Holzverschalung, dicker Flügelschnitt. Ausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, alle Ruder ausgeglichen.

Fahrgestell gewöhnlich.

Spannweite		11,2	m
Länge		8,0	m
Höhe		2,5	m
Flügeltiefe		1,56	m
Seitenverhältnis		7,2	
Flügelabstand		1,9	m
Flügelfläche		35	m²
Motor: Hispano-Suiza		300	PS
Leergewicht		1,100	t
Brennstoffvorrat	0,300 t		
6 Fluggäste	0,420 t		
daher Zuladung	0,720 t	0,720	t
also Fluggewicht		1,820	t
Flächenbelastung		52	kg/m²
Leistungsbelastung		6,08	kg/PS
Flächenleistung		8,6	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		165	km/h
Landegeschwindigkeit	rd.	100	km/h
steigt auf 1 km		in 7 min	
Flugweite	rd.	700	km
Flugdauer		4,5	h

— Das Verkehrsflugzeug Bauart E. E. Groppius, Samolet 1, Nr. 11 (13) vom Nov. 1924, S. 37 (1 Sp., 1 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60410.

Flugzeuge. U. W. P. - Verkehrs - HD (Zubringerflugzeug), von D. P. Grigorowitsch entworfen, gebaut von der Reichsflugwerft 5 in Leningrad. Baustoff des Tragdecks und Leitwerks Holz, Rumpf Stahlrohr.

Rumpf vierkantig, nach hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Führersitz backbords hinter Brandschott. Fluggastraum mit großen Fenstern für 3 Gäste, dahinter Gepäckraum.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, mit Leichtmetallblech verkleidet. Stahlrohrmotorrahmen.

Tragdeck rechteckig, mit stark abgerundeten Enden, zweiholmig, zweiteilig, Vorderholm einmal durch gegabelte Stahlrohrstrebe abgefangen. Gleichbleibender Flügelschnitt.

Leitwerk gewöhnlich, entlastet.

Fahrgestell gewöhnlich, V-förmig, durchlaufende Achse.

Spannweite		13,2	m
Länge		8,42	m
Höhe		2,7	m
Radstand		2,0	m
Flügeltiefe		2,4	m
Seitenverhältnis		5,5	
Flügelschnitt:	Göttingen	411	
Flügelfläche		24,14	m²
Höhenruder und -flosse		4,2	m²
Seitenruder und Kielflosse		1,4	m²
Motor: Luzifer		100	PS
Leergewicht		0,62	t
Brennstoffvorrat auf 4 h	0,12 t		
Nutzlast	0,32 t		
daher Zuladung	0,46 t	0,46	t
also Fluggewicht		1,08	t
Flächenbelastung		44,7	kg/m²
Leistungsbelastung		10,8	kg/PS
Flächenleistung		4,14	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		130	km/h
Reisegeschwindigkeit		115	km/h
Landegeschwindigkeit		80	km/h
Anlaufstrecke etwa		110	m
Flugbereich		460 bis 520	km

— Das neue Verkehrsflugzeug »U. W. P.«; Samolet 3, Nr. 12 (26) vom Dez. 1925, S. 38 (2 Sp., 2 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60411.

Flugzeuge. Heinkel-Beobachtungs-DD, Muster H. D. 17, gebaut bei der Svenska Aero AB., Stockholm, der auf Grund von Prüfungen in Mac Cook Field vor Offizieren des U. S. Air Service bei der Cox-Klemin Aircraft Corporation im Reihenbau hergestellt werden soll.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, Stahlrohrbauart mit Stoff- und Leichtmetallbekleidung. Zwei Sitze dicht hintereinander, Führer vorne unter Hinterkante Oberdeck, das zur besseren Sicht nach oben und zum leichteren Einsteigen rund ausgeschnitten.

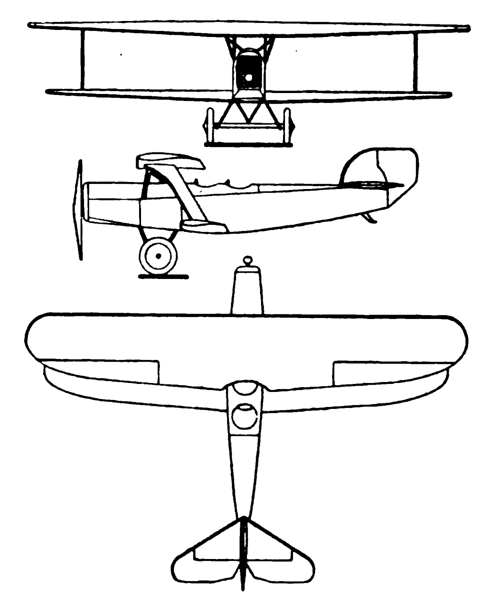


Abb. zu 60412. Heinkel-Beobachtungs-DD, HD 17.

Triebwerk im Rumpfvorderteil auf besonderem Stahlrohrgerüst, Stirnkühler, Tanks hinter Motor. Verschiedene Motoren können eingebaut werden.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend; Unterflügel seitlich an Rumpfunterkanten in Höhe der Oberdeckhinterkante angesetzt. Dicke Flügelschnitte, die nach den Enden abnehmen. Oberdeckmitte durch Baldachin aus kurzen Stahlrohrstreben getragen, ein I-Stiel an den Enden. Unterflügel haben etwas geringere Spannweite und Flügeltiefe. Querruder nur an Oberflügeln.

Leitwerk: ausgeglichene Ruder, freitragende Flossen.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, deren Mitte durch zwei Streben gegen Rumpfunterkanten abgestützt, Gummifederung.

Spannweite oben	12,40	m
» unten	11,40	m
Flügeltiefe oben	2,00	m
» unten	1,30	m
Länge	9,48	m
Höhe	3,30	m
Flügelfläche	38,0	m²
Motor: Napier-»Lion«	450	PS
Leergewicht	1,35	t
Zuladung	0,70	t
also Fluggewicht	2,05	t
Flächenbelastung	54,5	kg/m²
Leistungsbelastung	4,6	kg/PS
Flächenleistung	8,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	240	km/h
steigt auf 2 km in	8	min
» » 4 km »	19,8	min
» » 6 km »	42	min

— Le Sesquiplan Heinkel H. P. 17; Les Ailes **16**, Nr. 238 vom 7. Jan. 1926 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse).
H., *E.* 60412.

Flugzeuge. Cranwell-Sport-HD, Muster C.L.A. 3, Abbildung folgt, von den Mitgliedern des Cranwell Light Aeroplane Club gebaut.

Rumpf rechteckig, mit gewölbter Decke, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Holzbauart aus 4 Spruce-Längsholmen, durch dünne Stäbe und Sperrholzknie miteinander verbunden. Führersitz, leicht zugänglich, unter Tragdeck.

Triebwerk auf einem Metallträger gelagert, der mit wenigen Bolzen an Brandschott befestigt. Falltank im Rumpfoberteil hinter dem Schott.

Tragdeck rechteckig, mit abgerundeten Kanten, durchlaufend, halbfreitragend. Gleichbleibender, ziemlich dicker Flügelschnitt. Mittelteil durch 6 kurze Stahlrohrstreben mit Rumpfoberkanten verbunden; beide Holme in Flügelmitte durch je eine Strebe gegen gemeinsamen Angriffspunkt an Rumpfunterkanten abgestützt. Gewöhnliche Holzbauart mit Stoffbespannung. Große Querruder mit Differentialsteuerung, ähnlich De Haviland.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges, unentlastetes Höhenruder, feste Kielflosse, unentlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse.

Spannweite	6,41	m
Länge	5,70	m
Flügeltiefe	1,10	m
Flügelfläche	6,5	m²
Flügelschnitt . . . . . Eifel	371	
Motor: Bristol »Cherub« . . .	30	PS
Leergewicht	0,147	t
Zuladung	0,093	t
also Fluggewicht	0,240	t
Flächenbelastung	37,0	kg/m²
Leistungsbelastung.	8,0	kg/PS
Flächenleistung	4,6	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	155	km/h

— *J. Serryer*, L'Avionette Cranwell; Les Ailes **16**, Nr. 242 vom 4. Febr. 1926 (2½ Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.).
H., *E.* 60413.

Flugzeuge. Curtiss-Lark-DD, Muster J-4 Lark, kann als Land- wie als See-Schulflugzeug, auch als Land-Handelsflugzeug verwendet werden. Hauptaugenmerk ist beim Bau auf weitgehende Austauschbarkeit gelegt worden. So sind Ober- und Unterdeck, alle Stiele und Verspanndrähte miteinander vertauschbar.

Rumpf rechteckig, mit gewölbter Oberseite, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, sehr gedrungen. Zwei Sitze, Führer hinten.

Triebwerk: im Vorderteil aufgehängter Sternmotor mit Metallschraube. Falltank.

Tragdecks rechteckig, Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich Rumpf angesetzt. Querruder an allen Flügeln; ein Stielpaar nahe den Enden.

Leitwerk gewöhnlich, große rechteckige Flossen, ebensolche Ruder.

Fahrgestell V-förmig.

Curtiss-Lark	See-Schul-DD	Militär-Land-DD	Handels-DD Land	Maß
Motor: Curtiss . . .	Whirlwind	Whirlwind	Whirlwind	—
Leistung.	200	200	200	PS
Zuladung	0,227	0,322	0,530	t
Höchstgeschwindigkeit	185	193	189	km/h
Gebrauchsgeschwindigkeit	160	165	162	km/h
Landegeschwindigkeit	180	80	80	km/h
Steigfähigkeit in Bodennähe	4,6	6,7	4,6	m/s
Steigt in 10 min auf	—	3,0	2,1	km
Gipfelhöhe	4,5	5,5	4,3	km
Brennstoffvorrat . .	150	150	230	l

— The Curtiss Lark Plane with Wright »Whirlwind« 200 H.P. Air-Cooled Engine; The Wright Aircraft Builder 8, Nr. 1 vom Januar 1926, S. 6 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.).
H., *E.* 60414.

Flugzeuge. Die englischen und amerikanischen Flugzeuge des Schneider-Pokal-Rennens 1925.

Flugzeug	Gloster III	Supermarine S. 4	Curtiss 1925	Maß
Flügelfläche	14,12	12,63	13,38	m^2
Motor	Napier	Napier	Curtiss	—
Leistung	700	700	619	PS
Motorgewicht	0,332	0,332	0,300	t
Drehzahl	2700	2700	2350	U/min
Rumpfquerschnitt	0,85	0,75	0,57	m^2
Schraubendurchmesser	2,35	2,44	2,34	m
Schraubensteigung	2,72	2,85	3,05	m
Fluggewicht	1,22	1,45	1,23	t
Flächenbelastung	86,4	114,5	92	kg/m^2
Leistungsbelastung	1,74	2,17	2,0	kg/PS
Flächenleistung	4,9	5,5	4,6	PS/m^2
Höchstgeschwindigkeit	350	380	395	km/h
Landegeschwindigkeit	130	145	136	km/h

— The Schneider Cup Race, 1925; Flight 18, Nr. 392 vom 28. Jan. 1926, S. 51 bis 53 (4½ Sp., Zahlenang.).
H., *E.* 60415.

Luftbild. Luftaufnahmen, die 1923 vom Topographical Survey in Zusammenarbeit mit den R. C. A. F. vom Reindeer Lake und Churchill River gemacht wurden, ergaben:

1. Vorhandenes Kartenmaterial war ungenau.
2. Schrägaufnahmen bei bestimmten Winkeln und bekannter Höhe mit geringer Erdkontrollarbeit erzielten vollständigere und genauere Ergebnisse als Erdaufnahmen in mehreren Jahren.

Die Aufnahmen wurden aus 1,5 km (5000 Fuß) Höhe gemacht. Kammer war vorn am Beobachtersitz eingebaut (freies Gesichtsfeld). Aufnahme erfolgte geradeaus, dann rechts und links verschwenkt, alle 4,8 km (3 Meilen) 3 Bilder. Elektrischer Antrieb der Kammer, der aber versagte. 3 Reservemagazine mit 25 Filmrollen. Aufnahmen wurden von einem Flugboot aus gemacht, dessen Besatzung aus Führer, Beobachter, Orter vom Topographical Survey und Motorwart bestand. An besonderer Ausrüstung führte es ein Faltboot mit. Brennstofflager waren vorher an verschiedenen Stellen angelegt.

Gesamtflugdauer: 44,2 h. Entfernung 4500 km (2810 Meilen), 1700 Aufnahmen, die bis auf 200 zufriedenstellend waren. Auf Grund der Erfahrungen ist vom Topographical Survey, der Zentralstelle für Luftbildwesen, die, von Deville eingerichtet, sämtliche Luftaufnahmen sammelt, registriert und Erfahrungen mit England und den anderen Dominions austauscht, ein Arbeitsprogramm aufgestellt, wonach Luftaufnahmen verwendet werden sollen zur:

1. Prüfung und Vervollständigung der Karten.
2. Aufnahme von unvermessenen Wasserläufen.
3. Erkundigungsaufnahmen in unerforschten Gebieten.
4. Auswertung für forstwissenschaftliche Zwecke, Begrenzung von Brandschäden, für Geologie und Bergbau, Straßentrassierung, Anlage von Stauwerken, Verbesserung von Häfen, für allgemeine Landeskunde und Illustrierung der öffentlichen Arbeiten und wichtiger Veranstaltungen.

Aufnahmen meist in leicht bewegtem, ebenem Gelände. Kartierung nach Entzerrung. Keine Luftbildmessung unter Verwendung von Autokartograph und Stereoplanigraph. Flughöhe zwischen 1,5 km bis 3,6 km (5000 bis 12 000 Fuß). Brennweite zwischen 245 bis 300 mm (8,7 bis 11,76 Zoll) Gedeckte Fläche rd. 85 000 km², rd. 4600 Senkrecht- und rd. 86 000 Schrägaufnahmen.

— Report on Civil Aviation 1924: Civil Governement Operations by the R. C. A., S. 43 bis 45 (3 S.); Report by Squadron Leader ***B. D. Hobbs***, D. S. O., D. S. C. on Aerial Survey Operation in Reindeer Lake and Churchill River Districts, S. 92 bis 104 (12 S.); Report on Aerial Survey by the Topographical Survey of Canada, S. 105 bis 110 (6 S.).
H., *E.* 60416.

Luftverkehr. Lage der Endflugplätze ist für Zeitersparnis des Luftverkehrs von großer Bedeutung.

Es wird heutzutage gefordert, daß der Flughafen in möglichster Nähe des Verkehrszentrums einer großen Stadt liegen soll. Folgende Überlegung zeigt daher, daß diese Ansicht nicht immer richtig.

Angenommen: Zwischen zwei Städten in 1600 km Entfernung soll Luftverkehr eingerichtet werden; die beiden Flugplätze sind in 30 min mit dem Kraftwagen von der Stadt aus zu erreichen, der Flugplatz wird infolgedessen kleine Abmessungen haben, also Flugzeuge mit großer Steigfähigkeit nötig, die etwa eine Reisegeschwindigkeit von 130 km/h bei 1400 U/min und einen Brennstoffverbrauch von 1400 kg/h haben. Die Flugzeit beträgt dann rd. 12,5 h zuzüglich Fahrzeit zum und vom Flugplatz 13,5 h.

Brennstoffverbrauch $12,5 \times 1400 = 17\,500$ kg bei $1400 \cdot \frac{60}{130} = 645$ U/km.

Liegen die Flughäfen dagegen in größerer Entfernung von der Stadt, wo zum selben Preis ein erheblich größeres Gelände erworben werden könnte, brauchte auf gute Steigfähigkeit, geringen An- und Auslauf kein so großer Wert gelegt zu werden, und man könnte Flugzeuge von 175 km/h Geschwindigkeit verwenden, die infolge des höheren Schraubenwirkungsgrades bei der größeren Geschwindigkeit und den geringeren Anforderungen im Auftriebsüberschuß mit gleicher Motorleistung auskommen. Flugzeit wäre dann rd. 9 h; zuzüglich 2 h Zubringzeit ergibt sich eine Gesamtreisezeit von 11 h, also ein Zeitgewinn von 2,5 h.

Brennstoffverbrauch wäre $9 \times 1400 = 12\,600$ kg, was einem Wenigerverbrauch von 5900 kg entspräche; dabei machte der Motor $1400 \cdot \frac{60}{175} = 480$ U/km.

Ein Schiffeigner ist nicht so sehr auf die Geschwindigkeit wie auf die Umlaufzahl der Maschine je Seemeile und die Betriebswirtschaftlichkeit bedacht. Die Geschichte der Seefahrt zeigt weiter eine zunehmende Verbesserung der Hafenverhältnisse. Da die Dinge in der Luftfahrt ähnlich liegen, verlangt auch sie Häfen, wie sie für die wirtschaftlichsten Flugzeuge erwünscht sind.
— *Charles McH. Pond*, The Location of Terminal Landing Fields; Aviation 20, Nr. 2 vom 11. Jan. 1926, S. 56 (2 Sp.).
H., *E.* 60417.

Motoren. Luftgekühlter Liberty-Motor. Die Technische Abteilung der amerikanischen Fliegertruppe hat in Mc Cook Field versucht, den wassergekühlten Liberty-Motor mit Luft zu kühlen. Gleichzeitig sind andere Vervollkommnungen des Motors vorgenommen worden.

Zylinder: Bauart »J« der Versuchstelle, die Grundform für alle großen, erfolgreichen luftgekühlten Motoren in Amerika. Kopf aus Aluminium, der auf Stahlzylinder mit Kühlrippen warm aufgeschraubt und außerdem mit ihm durch einen auf sein Unterende aufgeschrumpften Stahlring mit Klammern verbunden ist.

Die in V-Form stehenden Zylinder sind oben von einem vorne weiten, halbrunden, nach hinten sich verjüngenden schirmartigen Gußstück aus Leichtmetall derartig überdeckt, daß Luftstrom zwischen Zylinder, obenliegender Nockenwelle und Gehäuse hindurchgepreßt wird. Die Auspuffrohre sind mit dem Schirm zusammen in einem Stück gegossen, laufen an seiner Wand entlang und treten oben in der Mitte getrennt nach außen. Zylinderdurchmesser

117,5 mm. Keine Wasserpumpen, dafür besonders leistungsfähige Ölpumpe.

Vergleichende Flugversuche mit einem X-CO 6-Beobachtungsflugzeug ergaben, daß 640 kg Gewicht gespart wurden, daß Stirnfläche bedeutend verringert, günstigere Verkleidung möglich, dabei Leistung, Brennstoff- und Ölverbrauch annähernd dieselben waren. Größere Unabhängigkeit von Temperatur und (im Luftkrieg) von Schußverletzungen.

— An Air-cooled Liberty Engine; Flight **18**, Nr. 3 vom 21. Jan. 1926, S. 37 (2 Sp., 2 Lichtb.). *H.*, *E.* 60418.

Motoren. Schehunof-Druckluftmotor, für größere fliegende Modelle, von den Metron-Werken (Trust für Feinmechanik), Moskau, gebaut.

Zylinder und Kolben aus Kupfer, Gehäuse aus Aluminium und Messing, hohle Kurbelwelle aus Stahl, Druckluftbehälter aus Weiß- oder Kupferblech mit Drahtbewickelung. Druckluft tritt durch Kurbelwelle in die Verteilerkammer. Einlaßwinkel 128°. Motor soll bei wissenschaftlicher Untersuchung größerer Modelle zur Erreichung höherer Kennwerte verwendet werden.

Bauart	Umlauf-Motor	
Zylinderzahl	5	
Bohrung	11	mm
Hub	10	mm
Drehzahl (bei 2 at Druck)	840	min
Betriebsdruck	5 bis 6	at
Durchmesser des Motors	100	mm
Länge des Motors	70	mm
Motorgewicht (ohne Schraube und Druckluftbehälter)	0,125	kg
Schraube: Durchmesser	3000	mm
Steigung	250	mm

— *E. Schehunof*, Ein Druckluftmotor; Samolet (Das Flugzeug) **1**, Nr. 9 (11) vom Sept. 1924, S. 5 bis 7 (6 Sp., 10 Zeichnungen, 1 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 60419.

Motoren. Die Leistung von Flugmotoren hängt ab vom Druck und von der Dichte der angesaugten Luft. Da deren Strömgeschwindigkeit der Wurzel aus der absoluten Temperatur verhältig ist, so gilt etwa das gleiche für das Luftgewicht, das während eines Hubes in den Zylinder gelangt, daher ungefähr auch für die indizierte Leistung, die im übrigen dem Luftdruck verhältig ist. Die Ansaug- und Auspuffverluste nehmen etwa wie der Druck ab, die Temperatur hat wenig unmittelbaren Einfluß. Da die gesamten Reibungsverluste halb so stark wie die indizierte Leistung abnehmen, sinkt mit zunehmender Höhe der mechanische Wirkungsgrad.

Der indizierte Wärmewirkungsgrad und der Brennstoffverbrauch für die Einheit der indizierten Leistung sind theoretisch und nach Versuchen unabhängig von Luftdruck und Temperatur, der Gesamt-Wärmewirkungsgrad und der Einheitsbrennstoffverbrauch sinken also mit zunehmender Höhe. Da aber die üblichen Vergaser und Brennstoffe in der Höhe fetteres Gemisch ergeben, und zwar etwa umgekehrt verhältig der absoluten Temperatur, wobei die Abkühlung des Brennstoffes diesen dichter und zäher macht, also der Anreicherung entgegenwirkt, müssen die Vergaser Höhenreglung haben.

Die Kühlung bezogen auf die (abnehmende!) Motorleistung wächst mit der Höhe, zumal die Lufttemperatur abnimmt. Vorteilhaft ist hier im Gegensatz zum Kraftwagenmotor der eindeutige Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit und Betriebsbelastung. Bei Vorwärmung der Ansaugluft bedingt kälteres Kühlwasser höhere indizierte Leistung, aber auch größere Reibung. Nach Versuchen des amerikanischen Normenamtes ist stets etwa der gleiche Bruchteil des theoretischen Wärmewirkungsgrades zu erwarten.

Den Brennstoff bestimmt das Verdichtungsverhältnis mit Rücksicht auf Selbstzündungen. Für die Gemischzusammensetzung sind 15 bis 20 vH Brennstoffgewicht am wirtschaftlichsten. Brennstoffüberschuß ermöglicht höchste Leistung, Luftüberschuß Brennstoffersparnis. Durch Reglung des Gemisches gleichzeitig mit der Drosselstellung ließ sich die Sparsamkeit erhöhen.

Wenn die Drehzahl größer wird, wachsen die Reibungsverluste. Die Kolbenreibung spielt eine beträchtliche Rolle und hängt stark von der Kühlwassertemperatur ab, da diese die Ölzähigkeit beeinflußt; je nach der Kühlung ist also die günstigste Ölzähigkeit zu wählen.

— *Stanwood W. Sparrow*, Aviation Engine Performance; Journal of the Franklin Institute **200**, Nr. 6 vom Dezember 1925, S. 711 bis 730 (20 S., 1 Skizz., 11 Schaub. des Verhaltens von Motoren, 2 Zahlentaf.). *E.* 60420.

Normung. Der Deutsche Normenausschuß stellt auf der diesjährigen Leipziger Messe in Halle 9, Stand 667 aus; er will so jedem einen Einblick in den Stand der Normung geben und es ihm ermöglichen, sich von den Vorteilen zu überzeugen, die wichtige Zweige des Maschinenbaues durch die Normung erreicht haben. Gleichzeitig wird dem Besucher Gelegenheit gegeben, sich auch über die Arbeiten aller übrigen Körperschaften zu unterrichten, die ebenfalls auf Förderung des wirtschaftlichen Arbeitens in der Industrie hinzielen und dies teils durch mustergültige Lehrmittel, teils durch Anleitungen und Hilfsmittel für den Betrieb erreichen wollen.

— Sonderbericht. *H.* 60421.

Unterricht. Vorlesungen im Sommersemester 1926, vgl. 60220.

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Kyffhäuser-Technikum Frankenhausen:		
	Flugzeugbau	6	—
	Luftschiffbau	1	—
	Flugmotoren- und Getriebebau	4	—
	Luftschraubenbau	1	—
	Luftfahrzeugbetrieb	2	—
	Aeromechanik	3	—
	Statik im Luftfahrzeugbau	2	—
	Festigkeitslehre und Materialkunde	2	—
	Instrumenten- und Meßkunde	2	—
	Luftfahrzeugführung und Navigation	2	—
	Luftmeer- und Wetterkunde	2	—
	Funkentelegraphie und Signalwesen	2	—
	Gesetzeskunde	1	—
	Luftfahrzeug-Konstruktionsübungen	—	8
	Flugmotoren-Konstruktionsübungen	—	4
	Luftfahrzeugbau-Laboratorium	—	2
	Motorenbau-Laboratorium	—	2
	Wetterkunde, praktische Übungen	—	1
	Werkstattarbeiten		nach Wahl
	Städtisches Polytechnikum Oldenburg i. O.:		
Lühe	Wetterkunde	—	2
Wieking	Flugzeugbau	2	2
Wieking	Leichtmotorenbau	2	2
Wieking	Aerostatik	1	—
Wieking	Bau von Meßinstrumenten	—	2

— Nach Sonderberichten; um ergänzende Mitteilungen wird gebeten. *H.* 60422.

Unterricht. Luftfahrtrecht wird im kommenden Sommersemester 1926 an der Universität Königsberg von Geheimrat Prof. Dr. Schreiber und an der Technischen Hochschule Darmstadt von Prof. Dr. Hollatz gelesen werden; an anderen reichsdeutschen u. deutschsprachigen Universitäten und Hochschulen wird über dieses Gebiet noch nicht gelesen.

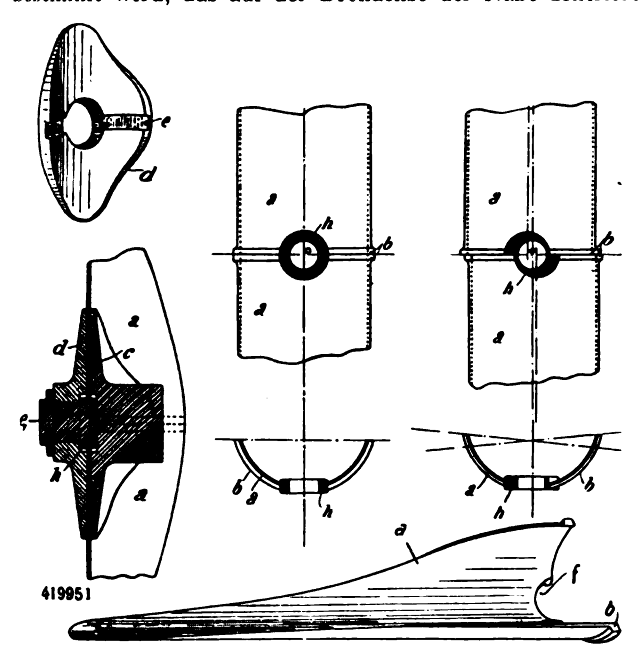
— Sonderberichte. *H.*, *E.* 60423.

Patentschau.

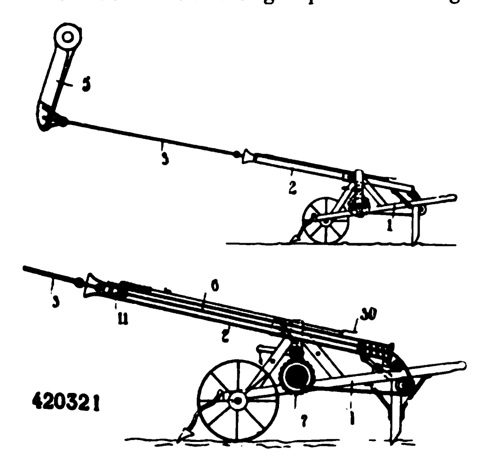
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

418774/77h, 5; Zus. zu 397028. Vorrichtung zum Ein- und Auskuppeln der einzelnen Motoren von Gruppenmotoren für Luftfahrzeuge u. dgl. Soc. An... Louis Bréguet, Paris. B 3. 11. 22 V 18. 9. 25. Die Erfindung bezieht sich auf die Ein- und Auskupplung eines oder mehrerer auf eine gemeinsame Welle arbeitenden Gruppenmotoren nach dem Hauptpatent (vgl. ZFM 1924, Heft 13/14) und verbessert die Haupterfindung durch eine Einrichtung, die die Verwendung einer einzigen Vorrichtung für die vorhandenen Motorgruppen ermöglicht, die auf der Hauptwelle sitzt. Eine weitere Ausbildung des Hauptpatents besteht in der Kombination des Synchronisators mit einer Zentrifugalkupplung, derart, daß die Stellung der Funken für jeden Motor den Kupplungsgrad anzeigt, woraus zu entnehmen ist, ob der Motor unter den günstigsten Bedingungen arbeitet. Bezüglich der Einzelheiten vgl. die Patentschrift.

419951/77h, 6. Metall-Luftschraube. Soc. An. Nieuport-Astra, Issy-les-Moulineaux (Frkr.). B 5. 6. 24 V 13. 10. 25. Die zylindrischen Schaufeln *a* tragen Nasen *b*, die in entsprechende Aussparungen *e* der Wangen *c* oder der Nabe *d* eingreifen, wobei ihre Steigung durch ein Paßstück *h* bestimmt wird, das auf der Drehachse der Nabe zentriert

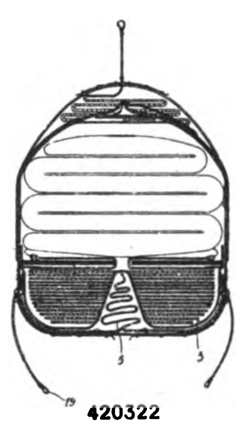


ist, und dessen Außenfläche mit Aussparungen *f* in Eingriff steht, die in dem entsprechenden Fußrande der Schaufeln *a* vorgesehen sind; die innere Wange *c* der Nabe trägt einen Zapfen *e'*, der die äußere Wange *d* zentriert; dieser Zapfen nimmt ein Paßstück *a* auf, dessen Außenfläche der Aussparung am Schaufelfußrande entspricht, während die Innenfläche an dem Zentrierungszapfen *e'* anlangt.

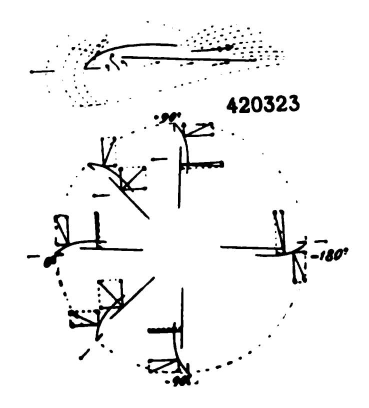


420321/77h, 5. Startvorrichtung für Flugzeugmotoren. Soc. Buscaylet Père et Fils & Bobin, Paris. B 25. 1. 24 V 22. 10. 25. Die mit der Flugzeugschraube in Eingriff zu bringende Vorrichtung besitzt eine auf einem Fahrgestell 1 angeordnete röhrenförmige, unter beliebigem Neigungswinkel einstellbare Führung 2 für eine federnde Zugvorrichtung 6, die zwischen einem an einem Flügel der anzudrehenden Schraube 5 angehängtem Kabel 3 und einer auf dem Fahrgestell angeordneten Trommel 7 eingeschaltet ist und an der Mündung der Führung durch eine Sperrvorrichtung 30 festgehalten wird, die auf einen in der Führung gleitenden Kolben 11 einwirkt.

420322/77h, 5. Sicherungsvorrichtung an Fallschirmen. A. R. Thörnblad, Stockholm. B 13. 4. 23 V 21. 10. 25. Bezieht sich auf Fallschirme, die in bekannter Weise in eine oder mehrere Hüllen eingepackt und mit einem den fallenden Körper mit der Hülle verbindenden Seil versehen sind; nach der Erfindung ist das Seil 5 in der Bereitschaftslage des Fallschirmes in einer an der für die Verpackung der Tragseile bestimmten Hülle angeordneten Kammer verpackt, und zwar in einer Einstülpung, die in der unteren Wand der für die Verpackung der Tragseile bestimmten Hülle 3 angeordnet ist.



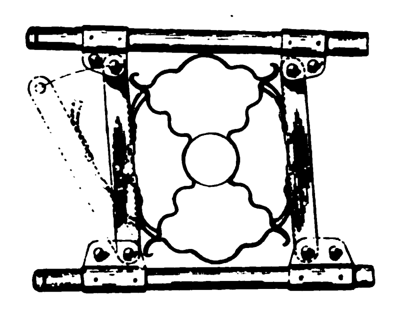
420323/77h, 7. Hohle, im Innern von der Luft durchströmte Tragfläche. G. Castagneris, Rom. B 22. 7. 23. V 21. 10. 25. Unter Schutz steht, daß zwei große, freie, in der Querrichtung des Flugzeuges durchgehende Öffnungen hinter dem Vorderrand in der unteren Seite und im hinteren Teil der oberen Seite der Tragfläche vorgesehen sind, wodurch »nicht nur ein starker innerer Luftstrom erzeugt wird, sondern auch eine leichte Zugänglichkeit zum Innern der Tragfläche zu Untersuchungs- und Arbeitszwecken erreicht wird.«



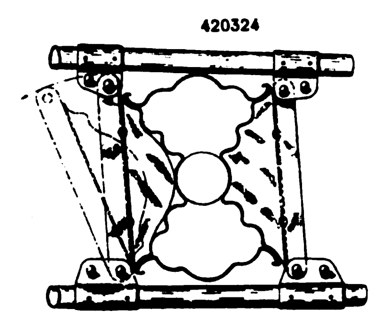
In der Einleitung heißt es, daß die Erfindung darin bestünde, auch die innere Höhlung des Flügels dazu beitragen zu lassen, daß Rückwirkungen ausgeübt werden, die den Vortrieb begünstigen und das Trag- und Treibvermögen steigern. Die aerodynamische Ursache der vermeintlichen Steigerung ist der Patentschrift nicht zu entnehmen; die untere Abbildung stellt ein Kräfteschema für verschiedene Anstellwinkel dar.

420324/77h, 7. Tragfläche für Flugzeuge. Armstrong Siddeley Motors Ltd. und H. N. Wylie, Warwickshire (Engl.). B 4. 12. 23 V 21. 10. 25. Nach dem Hauptanspruch werden zur Verbindung der Rippen mit dem Holm Klemmvorrichtungen verwendet, die an der Rippe durch Niete oder in anderer Weise befestigt und mit dem Holm nur durch Klemmwirkung verbunden sind, die auf den Holm in Richtung quer zur Last ausgeübt wird, um Verbindungen durch Löten, Schweißen, Nieten oder Bolzen zu vermeiden. Sechs weitere Ansprüche, Abb. umstehend.

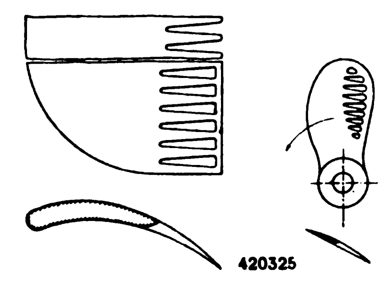




420324



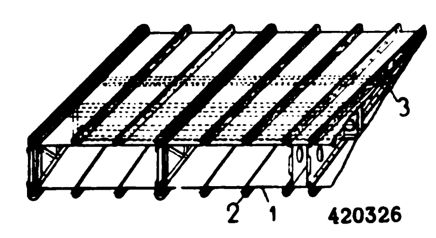
420325/77h, 7. Vorrichtung zur Dämpfung von Randwirbeln an Flugzeugtragflächen u. dgl. C. Muskalla, Bremen. B 14. 2. 24 V 19. 10. 25. Im hinteren Teil der



420325

Tragflächen sind in beliebiger Anzahl und Größe in der Bewegungsrichtung sich erstreckende Schlitze vorgesehen, von denen ein jeder sich von vorn nach hinten erweitert.

420326/77h, 7. Metallbelag für Luftfahrzeuge. Dornier Metallbauten G. m. b. H., und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 20. 4. 20 V 21. 10. 25. Einzelne in Flugrichtung verlaufende Blechbahnen 1, deren umgebogene seitliche Ränder durch ein im wesentlichen U-förmiges

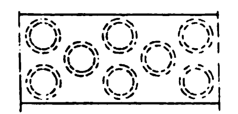


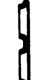
420326

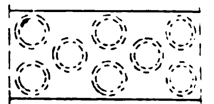
Profil 2 zusammengefaßt sind, werden durch auf ihrer Innenseite quer zur Flugrichtung angebrachte Profile 3 versteift; die Ober- und Untergurte der Rippen, die in der üblichen Weise als schmale Fachwerkträger ausgeführt sind, werden so ausgebildet, daß sie an der Verbindungsstelle zwischen zwei Blechbahnen eingefügt werden können.

420380/77h, 5. Sicherheitsvorrichtung für Flugzeuge. W. Thiemann, Wesermünde. B 20. 11. 21 V 20. 10. 25. Im Innern des Rumpfes ist ein zusammengefalteter Blähkörper (Ballon) angeordnet, der im Gefahrfalle durch Einlaß von Luft oder Gas aufgebläht wird und dann »einen bedeutenden Luftwiderstand bilden« soll.

420626/77h, 5. Baustoff, insbes. für Luftfahrzeughohlkörper. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 3. 2. 23. V 27. 10. 25. Eine äußerst dünne Weich- oder Hartmetallblechbahn (linke Abb.) ist durch Nieten, Löten oder Schweißen derart auf der Außenseite einer mit nach der Innenseite in bekannter Weise aufgebördelten Aussparungen versehenen dicken Blechbahn befestigt, daß nicht nur eine glatte Außenfläche, sondern ein Baustoff von großer Festigkeit erzielt wird. Nach dem Unteranspruch können die in der dicken Blechbahn befindlichen Aussparungen nur durch dünne Blechscheiben (rechte Abb.) an der Außenseite abgedeckt sein, wobei die Verbindung der beiden Teile durch Nieten, Löten oder



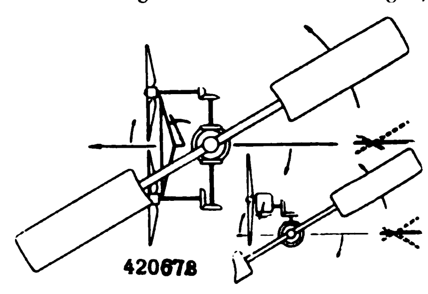




420626

Schweißen am Rand der Blechscheiben und der Aussparungen so erfolgt, daß die den Aufbördelungen entgegengesetzte Seite glatt verläuft. Als besonderer Vorteil wird angeführt, daß der mit Aussparungen versehene dicke Blechteil zur Übertragung der Druckkräfte dient, während der oder die dünnen Blechteile, die auf der dicken Blechbahn befestigt sind, Zugkräfte aufnehmen.

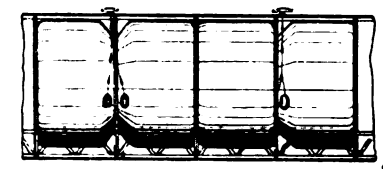
420678/77h, 6. Schraubenflugzeug mit nur einer Hubschraube. W. Koschel, Berlin-Britz. B 18. 1. 24. V 28. 10. 25. Die Erfindung sucht die gegenläufige Rotation der an der Hubschraube hängenden Teile zu beseitigen, und zwar

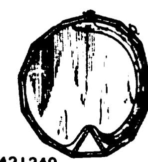


420678

dadurch, daß nach dem Hauptanspruch der Vortrieb ein entsprechend den verschieden auftretenden Reaktionsmomenten veränderliches Gegenmoment erzeugt, sei es durch einseitige Lagerung einer einzigen Zugschraube oder durch Verschiedenheit in den Abmessungen oder Steigungsverhältnissen oder Drehzahlen zweier Zugschrauben.

421249/77h, 2. Gasabführung bei Starrluftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 26. 8. 23. V 9. 11. 25. Das Gas wird durch den zwischen Zellenaußenfläche und Schiffshülle entstehenden Raum nach

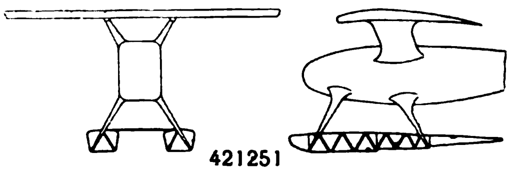




421249

oben und durch entsprechende Auslaßöffnungen in bestimmten Bahnen ins Freie geführt. Drei Ausführungsformen beansprucht.

421251/77h, 9; Zus. zu 410408. Flugzeug. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier. Friedrichshafen. B 10. 11. 17. V 14. 11. 25. Die Erfindung vervollkommnet den Gegenstand des Hauptpatentes (vgl. ZFM 1925/7) dadurch, daß an die am Flugzeugrumpf oder an den Motorböcken freitragend eingespannten und so mit



421251

dem Rumpf zu einem einheitlichen Ganzen vereinigten, schräg nach unten gerichteten Stiele Schwimmer angeschlossen sind. Zwecks Verhinderung einer Drehbewegung der Schwimmer können die Enden der freitragenden Gestellstiele in die Schwimmkörper hineinreichend unmittelbar einen Teil von deren Innenversteifung bilden.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

5. Heft | 13. März 1926 | 17. Jahrgang

Bau eines See-Schulflugzeuges.

Von G. Baatz.

Auf See-Schulflugzeugen sollen Flugschüler zum Seeflieger erzogen werden. Es wird heutzutage als richtig erkannt, die Schüler sobald wie möglich unter den Verhältnissen auszubilden, in denen sie später arbeiten müssen,

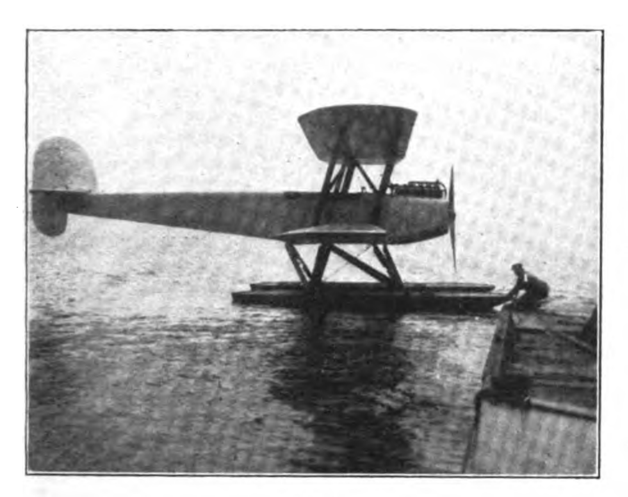


Abb. 1.

d. h. die Ausbildung wird vorzugsweise auf freier See vorgenommen, nicht etwa in geschützten Buchten oder auf glattem Wasser. Der Schüler gewöhnt sich damit rechtzeitig an die Einflüsse des Seeganges beim Start, bei der Landung und beim Rollen und erwirbt glatt in der ersten Ausbildung eine gewisse Kenntnis der Seemannschaft, die zu seinem Beruf unentbehrlich erscheint. Infolge dieser Forderung ist es nicht möglich, See-Schulflugzeuge mit sehr schwachen Motoren, ähnlich etwa wie die Landschulflugzeuge, zu konstruieren. Ein Flugzeug, das im Seegang sicher starten und landen soll, das die nötigen Hilfsmittel für Navigation und die nötige seemännische Ausrüstung mit sich führen soll, wird bei dem heutigen Stande der Technik unter etwa 150 PS nicht zweckmäßig zu konstruieren sein. In Deutschland werden Motoren um 150 PS leider zurzeit nicht gebaut. Als nächst stärkerer Motor steht zur Ver-

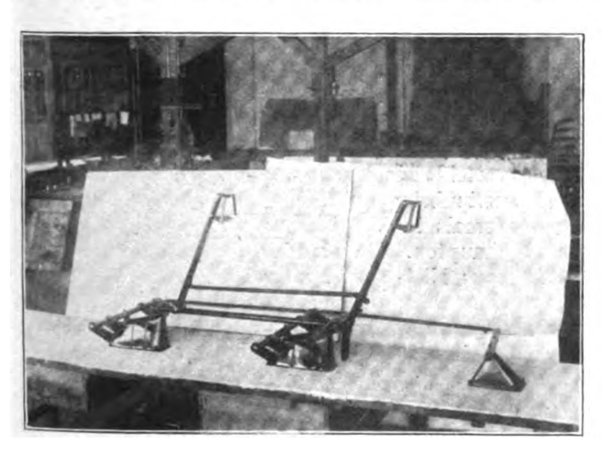


Abb. 2.

fügung der 220 PS-BMW-IV, der dann auch beim Bau des Flugzeugmusters L.F.G. V 60 gewählt wurde.

Die Forderung, daß das Motoraggregat einschließlich Kühler, Öltank, Fettbuchse usw. abnehmbar, sowie daß es von allen Seiten leicht zugänglich sein soll, wird dadurch erfüllt, daß der Motor auf einem Stahlrohrrahmen sitzt, der mit nur 4 Punkten des Flugzeuges verbunden ist (siehe Abb. 1, Seitenansicht des Flugzeuges).

Die Motorverkleidung nach unten und nach der Seite hin, besteht aus getriebenen Duralblechen, die nach unten und nach der Seite so abgeklappt werden können, daß das ganze Motoraggregat vollständig frei liegt. Das Schott hinter dem Motor ist als Brandschott durch Auflage von Asbest und Metall ausgebildet. Dahinter befindet sich der Sitz für Führer und Schüler, der mit Doppelsteuerung

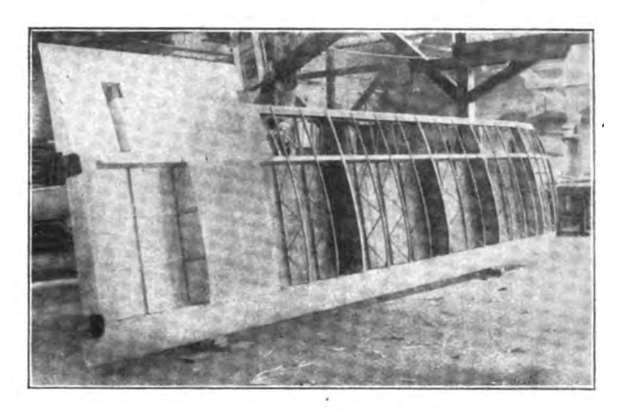


Abb. 3.

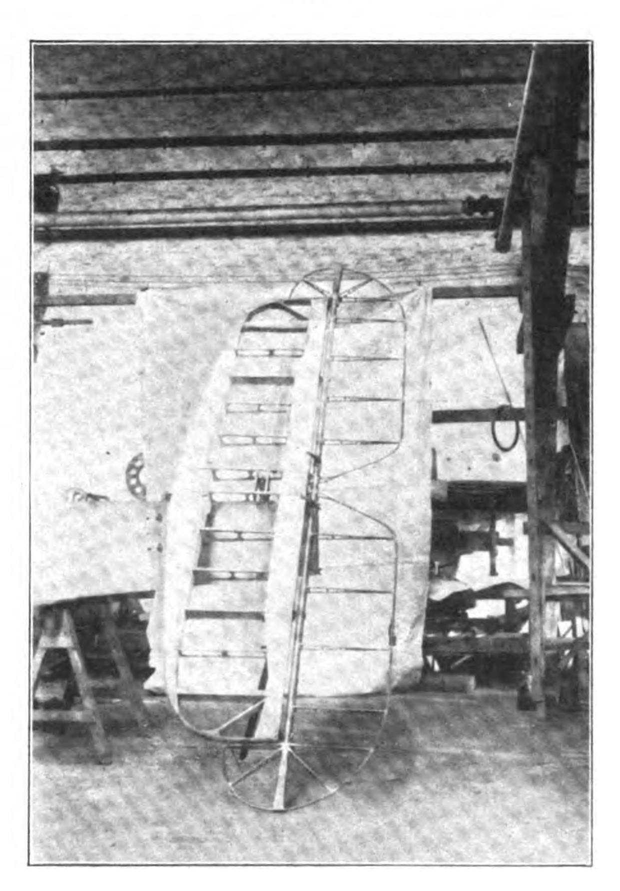


Abb. 4.

(s. Abb. 2) ausgerüstet ist. Es ist bei der ganzen Steuerung darauf Bedacht genommen, daß für Querrudersteuerung überhaupt keine Stahlseile, für Höhen- und Seitenruder nur Bowdenkabel verwandt worden sind (s. Abb. 3, obere



Tragfläche mit abgenommenem Querruder; das Querruder erstreckt sich nahezu über die ganze Tragfläche).

Der Rumpf ist vollkommen in Sperrholzkonstruktion ausgeführt, so daß die Teile, in denen sich Personen befinden, mit einer doppelten Wandung versehen sind, wodurch der Schutz der Personen bei harten Landungen in sehr hohem Maße gewährleistet wird. Die verhältnismäßig sehr große

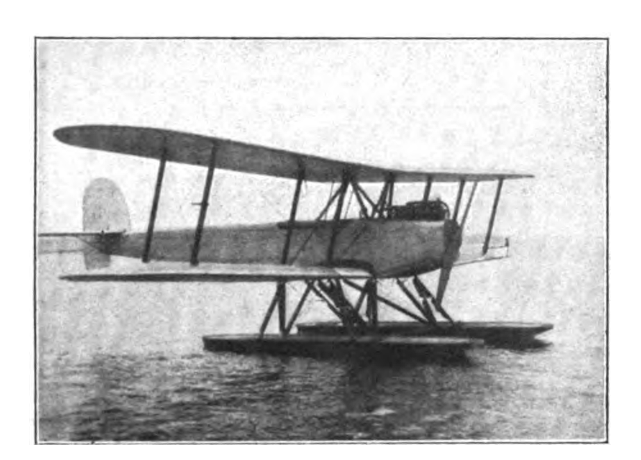


Abb. 5.

Länge des Rumpfes (s. Abb. 1) bewirkt ein sehr leichtes Steuern des Flugzeuges in der Luft und ein leichtes Rollen auch bei Wind und Seegang auf dem Wasser.

Die Flossen und Ruder sind auffallend groß und in moderner schmaler Form mit großer Spannweite gehalten (s. Abb. 4).

Die Tragflächen sind in der üblichen Bauart ausgeführt mit dem Unterschied, daß zur Aufnahme der diagonalen Kräfte keine Innenverspannung verwandt wurde; vielmehr werden diese von einer an der unteren Seite der Tragfläche gelegenen Sperrholzbeplattung, die sehr leicht zu kontrollieren ist, aufgenommen (s. Abb. 3).

Um das Flugzeug besonders seefähig zu machen, d. h. im Hinblick auf den Schulbetrieb für schwere Seelandungen geeignet zu machen, wurden das Fahrgestell und die Schwimmer besonders kräftig gehalten. Die Streben sind sowohl überdimensioniert als auch das System mehrfach statisch überbestimmt ist, um bei Verletzungen einer Strebe die übrigen zum Tragen mit heranzuziehen (s. Abb. 5).

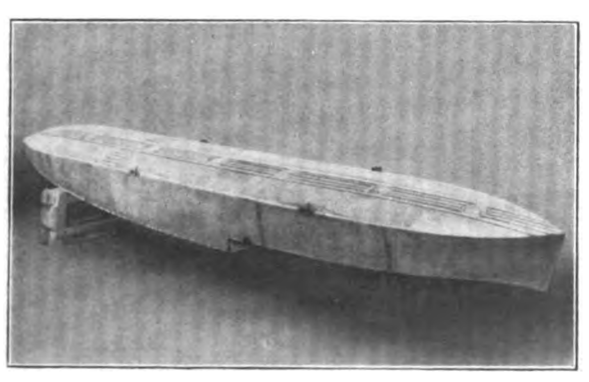


Abb. 6.

Die Schwimmer wurden auf besonderen Wunsch gegenüber der normalen an sich schon festen Bauart, noch besonders verstärkt, so daß sie auch schwersten Beanspruchungen genügen dürften. In der Form und Bauart selber weichen sie von der bei der Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Werft Stralsund, seit Jahren erprobten Ausführung nicht wesentlich ab (s. Abb. 6).

Als Leistung des Flugzeuges wurde mit einer Zuladung von 500 kg ein Start von etwa 10 s bei etwa 2 m Wind erreicht. Eine Steigfähigkeit von 1000 m in 6,5 min, von 1000 bis 2000 m in etwa 9 min. Die Geschwindigkeit im Dreieckflug liegt nach den Messungen der DVL bei etwa 150 km/h. Das Ausschwebevermögen darf als gut bezeichnet werden, ebenso die Flugeigenschaften des Flugzeuges.

Die Anlage eines Flugplatzes.

Von H. Schmidt, Dessau.

Die großen Rennbahnanlagen, welche vor 25 Jahren in Deutschland entstanden, bildeten in technischer Hinsicht reichlich Gelegenheit, das zu erproben, was wir bei der reichen Zahl von Spiel- und Sportplätzen in der Nachkriegszeit verwerten konnten. Obgleich die Eigenart des Sportes stets wesentliche Verschiedenarten bedingte. Je größer die erforderlichen Platzflächen sind, um so mehr müssen alle Maßnahmen der Natur angepaßt, wie den gegebenen Verhältnissen abgelauscht sein.

Für unsere neuzeitlichen Flugplatzanlagen wird eine große, möglichst ebene, mit Gras bewachsene trockene Fläche verlangt, die sich weithin kenntlich im Landschaftsbilde abhebt. Daraufhin sind die jeweiligen Verhältnisse vor Beginn der Anlage zu prüfen. Die Zweckmäßigkeit der Fläche erfordert, daß alle Hindernisse entfernt werden. Der Wald, der Einzelbaum, Gestrüpp und Graben hat zu verschwinden. Hierdurch machen sich bei einer Fläche, welche 5- bis 6mal größer ist als unsere früheren schon großen Rennbahnflächen, wesentliche Eingriffe notwendig. Sind es doch z. B. in Dessau 5 bis 6 km Gräben, welche einplaniert werden müssen und wo mit den Gräben das begleitende kulturnotwendige Vogelschutzgehölz verschwunden ist (siehe Abb. 1). Gleichzeitig stellte es sich heraus, daß der Hauptvorflutsgraben des Industriegeländes in Zementrohre von großen Ausdehnungen verlegt werden mußte. Obgleich es mir praktischer erscheint, das Wasser im schützenden Graben um das Gelände herumzuführen (s. Abb. 2), wodurch der erste natürliche Schutz und die sachgemäße Entwässerung des Geländes gewährleistet wird. Bei solchen Entwässerungsfragen spricht die Bodenbeschaffenheit des Untergrundes wesentlich mit. Eine Lehmschicht mit darunterliegendem Sand läßt ohne weiteres eine Entwässerung in die wasseraufnahmefähigen Sandschichten zu. Hierbei finden Schotterschächte in sachgemäßer Verteilung Anwendung. Stein- oder Strauchdränagen sorgen für weitere Entwässerung, dabei kommt es uns zu Hilfe, daß unter schwierigeren Verhältnissen angewandte Röhrendränagen nicht zuwachsen, weil Bäume und Sträucher, deren störendes Wurzelwerk uns bekannt ist, fehlen. Die Entwässerung der Senken ist eine Notwendigkeit, die sich durch umfassende große Randgräben, welche nicht einmal viel Wasser zu enthalten brauchen, mit sachgemäßen Anschlüssen durchführen läßt.

Mit dem Umfassungsgraben ist eine Platzschutz- und Vogelschutzpflanzung von Bedeutung. Der Gedanke, die Vogelschutzpflanzung mit Maulbeeren zu durchsetzen, muß als völlig verfehlt bezeichnet werden. Denn Kulturpflanzen, welche gewinnbringend für Raupenzucht Laub geben, können niemals in Verbindung mit einer Wildhecke ihr Dasein behaupten. Da sind unsere heimischen niedrigen Pflanzen, aus Nist- und Futtersträuchern bestehend, viel geeigneter. In eingehender Weise habe ich die Verwendungsarten in meiner Broschüre »Hecken- und Randpflanzungen« beschrieben und die Notwendigkeit aller dieser Arten, ich erinnere an Schlehen, Wildrosen, Pfaffenhütchen, Liguster, Weißdorn und ähnliche im Interesse des Heimatschutzes und der Landschaftsästhetik, klargelegt.

Freudig ist es zu begrüßen, daß die Leitung der Flugplatzanlage in Dessau meiner Anregung gefolgt ist, und hier ein technisches Werk entstehen läßt, was sich in der Anpassung den Gesetzen der Natur fügt. 5 bis 6 km Gräben mit Hecke verschwinden; 5 bis 6 km Hecken entstehen in vollkommenerer Form an den Rändern durch eine 5 m breite Pflanzung, um dadurch den Platz wirkungsvoll im Landschafts-

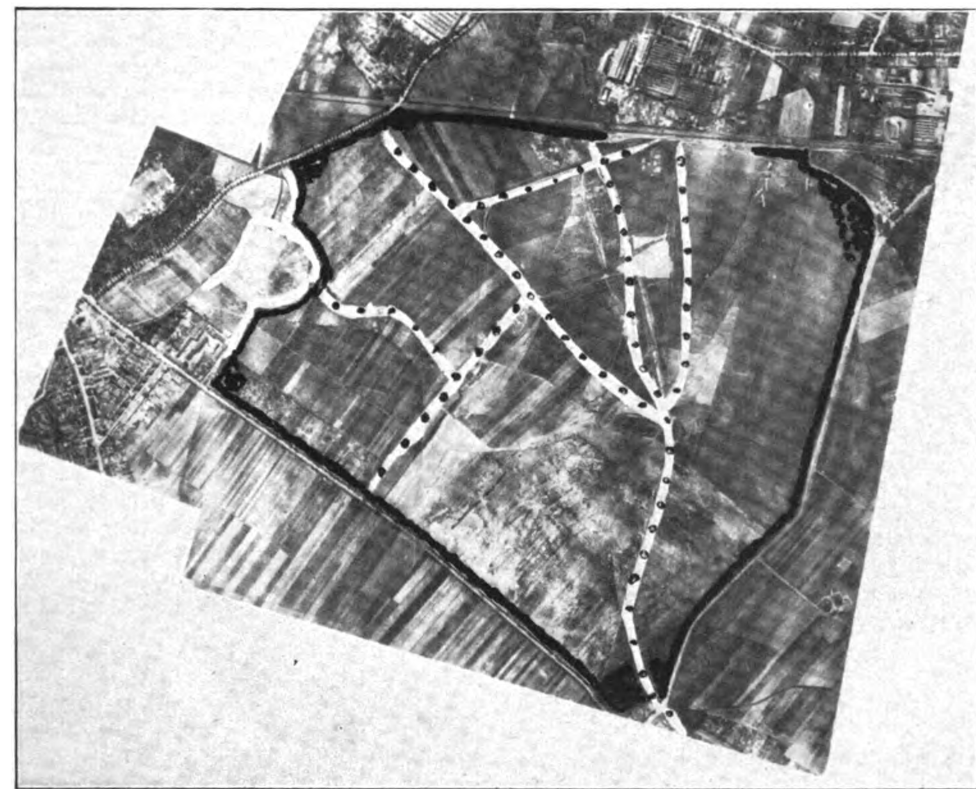


Abb. 1. Flugplatz Dessau.
Punktierte Linien: alte Gräben einplaniert. Schwarze Linien: Grenzstrecke mit Eckgruppen.

bilde zu betonen. Alle Bedenken, welche dabei auftauchten, sind von Junkers Flugzeugwerken als belanglos bezeichnet worden. Der Flugplatz aber, welcher durch die Technik zunächst rein zweckmäßig nüchtern gestaltet werden mußte,

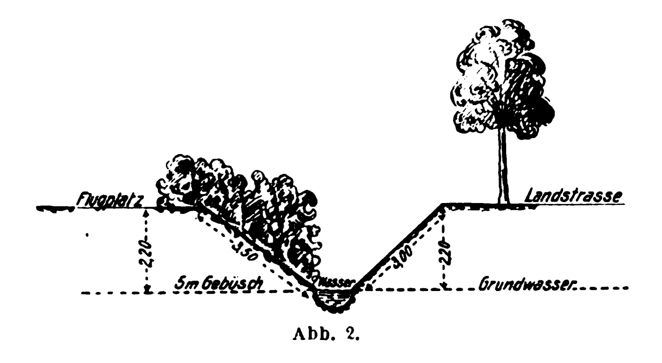


Abb. 2.

ändert unter liebevoller Berücksichtigung landschafts- und schönheitlicher Gestaltung bedeutend sein Aussehen. Die Landschaft hat durch solche Anlage gewonnen. Nicht

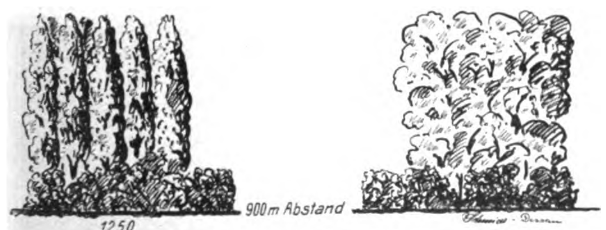


Abb. 3. Betonende Eckgruppen.

erheben wir uns bewußt, um die Natur zu bezwingen, sondern die höchste Aufgabe der Technik ist es, mit der Natur und in ihren Gesetzen erhaltend und fördernd zu wirken.

Zusatz-Ausschreibung zum Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926.

Zuverlässigkeitspreis: M. 65000.

1. Die Ausschreibung bezweckt, die für Post und Verkehr wichtige Zuverlässigkeit zu werten.

2. Der obige Betrag fällt denjenigen Bewerbern zu, welche die Etappenstrecken mit der größten Zuverlässigkeit zurücklegen.

3. Wertungszahl: Die Güte der Lösung der durch diesen Wettbewerb (Preis) gestellten Aufgabe wird ausgedrückt durch die Wertungszahl:

$$W = \frac{v_{\text{Durchschnitt}}}{v_{\text{Start}}}.$$

Durchschnittsgeschwindigkeit: Der Zähler ist ein Durchschnittswert für die gemessenen Geschwindigkeiten, die im Küstenstreckenflug erzielt werden. Sie lautet:

$$v_{\text{Durchschnitt}} = \sqrt[3]{\frac{S}{\Sigma\left(\frac{s}{v^3}\right)}}.$$

In dieser Formel ist S = die planmäßige Gesamtflugstrecke; s = die Länge jeder einzelnen Teilstrecke von Zwangslandung zu Zwangslandung; v = die gemessene Geschwindigkeit auf einer Teilstrecke, d. i. der Quotient aus der Länge der Teilstrecke (s) und der gemessenen Zeit (t).

Wird eine Strecke gar nicht zurückgelegt, oder in einer Geschwindigkeit von weniger als 30 km/h, so wird sie so gerechnet, als ob die Geschwindigkeit 30 km/h betragen hätte.

Startgeschwindigkeit: Die Startgeschwindigkeit (v-Start) wird in der technischen Leistungsprüfung festgestellt. Als Startgeschwindigkeit wird die Geschwindigkeit bei der letzten Wasserberührung angesehen.

Flugzeiten: Als Flugzeiten (t) werden gerechnet: die Zeiten von der Starterlaubnis in einem Zwangslandeplatz

bis zum Durchrollen der Ziellinie zwischen ihren markierten Endpunkten im darauffolgenden Zwangslandeplatz.

4. Die Verteilung der Preise erfolgt im Verhältnisverfahren in folgender Weise: Für jedes Flugzeug wird eine Wertungszahl W gebildet. Aus den Wertungszahlen sämtlicher Flugzeuge wird die Durchschnittswertung:

$$W_{\text{Durchschnitt}} = \frac{\Sigma (W^2)}{\Sigma W}$$

berechnet. Für jedes Flugzeug wird der Preisanteilsfaktor

$$f_p = W - W_{\text{Durchschnitt}}$$

bestimmt. Nur die positiven Anteile werden berücksichtigt. Auf jedes dieser Flugzeuge entfällt dann der Preisanteil

$$A_p = \frac{P \cdot f_p}{\Sigma (f_p)}.$$

5. Wenn der Start durch Anordnungen der Sportleitung verzögert wird, so wird die Verzögerungszeit dem betreffenden Bewerber gutgeschrieben. Höhere Gewalt führt zu einer Gutschrift nur dann, wenn sämtlichen Bewerbern eine Gutschrift erfolgt.

6. Die Seeflug-Hauptausschreibung gilt in allen Punkten unter Berücksichtigung des Vorstehenden sinngemäß.

7. Notwendig werdende Erläuterungen und Ergänzungen gibt die Sportleitung.

Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1926.

Technische Prüfung neuartiger Flugzeuge und Flugzeugmodelle.

§ 1. Veranstalter, Zeit und Ort der Prüfung.

Die Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. veranstaltet in Anlehnung an den Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1926 vom 10. bis 20. August 1926 eine Technische Prüfung neuartiger Flugzeuge und Flugzeugmodelle mit und ohne motorischen Antrieb auf der Wasserkuppe. Eine Verlängerung dieser Prüfung über den Schlußtermin hinaus behält sich die Veranstalterin vor. Die Geschäftsstelle befindet sich in Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2, ab 23. Juli bis 25. August im Fliegerlager auf der Wasserkuppe.

§ 2. Zweck der Prüfung.

Zweck dieser Technischen Prüfung ist die Förderung neuer Ideen, die geeignet erscheinen, eine Weiterentwicklung des Segelflugzeugs und seiner Auswirkungen auf die Flugtechnik überhaupt zu ermöglichen. Die Veranstaltung soll ernsthafte Neuerungen fördern und die besten Leistungen auf diesem Gebiete durch Prämien unterstützen. Im Hinblick auf den Wert des Modellversuchs zur Erprobung technischer Neuerungen wird angestrebt, daß auch der Modellbau der flugtechnischen Forschung in möglichst ausgiebiger Weise dienstbar gemacht wird.

§ 3. Zugelassene Flugzeuge und Flugzeugmodelle.

Zugelassen werden folgende Flugzeuge und Flugzeugmodelle, die mindestens einen in der Einteilung angegebenen Gesichtspunkt zur Ausführung bringen. Diese Einteilung gliedert sich in:

I. Flugzeuge mit verstellbarem Flugwerk:
- A. Flugzeuge mit Anstellwinkelveränderung,
- B. » » Profilveränderung,
- C. » » Flächengrößenveränderung.

II. Besondere Flugzeugbauarten:
- A. Schwanzlose Flugzeuge,
- B. Flugzeuge mit Kopfsteuerung (Entenbauweise),
- C. » » Flügelspitzensteuerung,
- D. » » besonderen Vortriebsmitteln (besonders Hilfsflügeln),
- E. » » rotierenden Flächen,
- F. Sonstige neuartige Flugzeuge.

§ 4. Teilnehmer, Meldungen.

Als Teilnehmer gilt der Eigentümer eines der vorgenannten zur Technischen Prüfung gemeldeten Flugzeug- oder Flugzeugmodelltypen. Zugelassen sind nur Deutsche oder Angehörige der deutschen Kulturgemeinschaft.

Die Meldung hat bei der Geschäftsstelle der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V., Frankfurt a. M., Robert Mayerstr. 2, auf den vorgeschriebenen, von ihr erhältlichen Meldevordrucken für jedes Flugzeug gesondert zu erfolgen.

Meldeschluß ist der 25. Juni 1926 12 Uhr mittags. Das Nenngeld beträgt M. 10 für jedes gemeldete Flugzeug oder Flugzeugmodell und muß bis zum Meldeschluß bei der Geschäftsstelle oder auf ihrem Postscheckkonto Frankfurt a. M. Nr. 49055 »Rhön-Segelflug-Wettbewerb« eingegangen sein. Das Nenngeld wird nach Zulassung der Flugzeuge bzw. Modelle (vgl. § 5) zurückgezahlt.

Nachmeldungen sind bis zum 10. Juli 1926 12 Uhr mittags zulässig. Für Nachmeldungen wird eine Nachmeldegebühr von M. 10 erhoben, die bis zum Nachmeldeschluß eingegangen sein muß und die nicht zurückgezahlt wird. Verfallene Nenngelder und Nachmeldegebühren fließen der Luftfahrerstiftung zu. Nach der Meldung erhält jedes Flugzeug oder Modell eine Meldenummer, durch die es während der Dauer der Technischen Prüfung kenntlich gemacht sein muß.

Sämtliche an der Technischen Prüfung teilnehmenden Personen müssen sich bei der Abgabe der Meldung zur Anerkennung der Bedingungen und späterer von der Veranstalterin oder deren Beauftragten zu erlassender Bestimmungen verpflichten und gleichzeitig auf etwaige Entschädigungsansprüche aller Art gegen die Veranstalterin und ihre Beauftragten schriftlich verzichten. Für Minderjährige oder unter Vormundschaft stehende Personen muß die Verzichtserklärung durch den gesetzlichen Vertreter erfolgen. Der Rechtsweg ist auch ausgeschlossen, wenn auf seiten der Veranstalterin oder deren Beauftragten Fahrlässigkeit vorliegt.

§ 5. Zulassungsbedingungen.

Die Zulassung erfolgt durch den Wertungsausschuß (vgl. § 6).

I. Aufnahme von Meßgeräten für Flugmessungen und Meßbarkeit der Antriebsleistung.

Die an der Technischen Prüfung teilnehmenden Flugzeuge und Modelle sind so einzurichten, daß der Einbau eines Staudruckschreibers (Länge 250, Breite 120, Höhe 200 mm und Gewicht 1,2 kg) vorgenommen werden kann. Die Flugzeugmodelle müssen so gebaut sein, daß sie die Last des Staudruckschreibers tragen können.

Die mit motorischem Antrieb versehenen Flugzeuge und Flugzeugmodelle müssen die vorherige Messung der zum Flug aufgewandten motorischen Leistung ermöglichen. Dabei muß meßbar sein, entweder

a) das Drehmoment des Motors an der Antriebswelle und deren Drehzahl oder

b) die gesamte vor dem Start zur Verfügung stehende Energiemenge.

II. Baubeschreibung, Zeichnung und Berechnung.

Jedem Flugzeug und Flugzeugmodell ist eine Baubeschreibung beizufügen. Dieselbe gliedert sich in folgende Abschnitte:

a) Angabe des Musters nach der im § 3 gegebenen Einteilung. Berechtigt die Ausführung zur Gruppierung in mehrere der angegebenen Klassen, so sind diese sämtlich anzugeben.

b) Erläuterung der konstruktiven Lösung der Aufgabe und der durch diese Lösung beabsichtigten besonderen Wirkung (qualitativ).

c) Quantitativ theoretische Bearbeitung des vorliegenden Problems und seiner Lösung. In dieser Bearbeitung genügt nicht eine gefühlsmäßige Abschätzung der beabsichtigten Wirkungsweise, sondern es ist notwendig in einer genaueren Berechnung den Gedankengang klarzustellen, der zu der vorliegenden Lösung geführt hat.



d) Eine Übersichtszeichnung, die das Flugzeug in seinen 3 Hauptansichten darstellt, und zwar für Flugzeuge im Maßstabe 1:10 und für Modelle im Maßstabe 1:2,5. Fernerhin eine Teilzeichnung der Vortriebs- oder Verstelleinrichtungen im Maßstabe 1:1.

e) Zwei unaufgezogene Lichtbilder, die das Flugzeug oder Flugzeugmodell in Seiten- und Vorderansicht zeigen.

f) Für bemannte Flugzeuge ein Festigkeitsnachweis, der die Berechnungen zu enthalten hat:

1. Festigkeitsberechnung des Tragwerks als Nachweis der fünffachen Festigkeit im Normalflug.
2. Festigkeitsberechnung des Triebwerks und
3. Festigkeitsberechnung des Leitwerks.

Zu 2 und 3: Es muß mindestens dreifache Sicherheit gegenüber der durch den Führer größtmöglichen Kraftaufwendung bei Höchstbeanspruchung vorhanden sein.

Der Festigkeitsnachweis ist dem Wertungsausschuß vor der Festigkeitsprüfung einzureichen.

§ 6. Wertung.

Die Wertung der zur Technischen Prüfung zugelassenen Flugzeuge und Flugzeugmodelle liegt in den Händen des Wertungsausschusses. Dieser setzt sich zusammen aus dem Technischen Wertungsausschuß und dem Meßausschuß. Der Wertungsausschuß hat die Aufgabe nach Maßgabe der konstruktiven Leistung und nach den Daten der Flugvermessung die zugelassenen Flugzeuge und Modelle zu beurteilen und die Prämien entsprechend zu verteilen. Die Wertung ist eine Punktwertung nach folgenden Grundsätzen:

1. Theoretische Bearbeitung . . .	1 bis 10	Punkte
2. Konstruktive Lösung	1 » 5	»
3. Bauausführung	1 » 5	»
4. Flugwertung	1 » 10	»

Die Grundlage der Flugwertung bildet die insgesamt aufgewandte Energie in Beziehung zu Fluggewicht und Flugstrecke. Die Energie setzt sich zusammen aus:

a) motorischem Antrieb,
b) Höhenabnahme,
c) Geschwindigkeitsverlust,
d) statischem Aufwind.

Da die Nutzung des durch die dynamischen Effekte verursachten Energiegewinns gefördert werden soll, wird die dynamisch genutzte Energie nicht mit einbezogen.

§ 7. Wertungsflüge.

Da bei der Technischen Prüfung nicht sportliche Leistungen, sondern Flugeigenschaften der Fluggeräte gewertet werden sollen, starten die Maschinen nicht auf Wunsch des Teilnehmers, sondern auf Anforderung des Wertungsausschusses. Dieser hat die äußeren Umstände der Wertungsflüge (Wetter, Startplatz, Flugrichtung) so zu wählen, daß der Gütegrad der Maschine möglichst genau zu erkennen ist. Der Wertungsausschuß behält sich daher die Bestimmung folgender Daten vor, die jeder Maschine angegeben werden:

1. Startzeit,
2. Startplatz, Startrichtung und Flugrichtung,
3. Allgemeine Fluganweisungen.

Von der Klasse § 3 II wird zur Flugwertung verlangt, daß die Maschinen Kurven von weniger als 20 Sekunden Halbkreisdauer fliegen können.

§ 8. Prämien.

Es stehen insgesamt M. 9000 für Prämien zur Verfügung. Von diesen kommen zunächst zur Verteilung für die Höchstleistung (größte Gesamtpunktzahl)

für das Höchstleistungsmodell M. 1000,
für das Höchstleistungsflugzeug M. 2000.

Der Rest von M. 6000 wird dem Wertungsausschuß nach Maßgabe von Gesamt- und Sonderleistungen als Prämien innerhalb der angegebenen Klassen verteilt. Im Falle ungenügender Ergebnisse kann der Wertungsausschuß Teile der gesamten Prämiensumme für spätere Veranstaltungen oder für Stipendien zurückstellen.

Die dem Flugzeug oder Flugzeugmodell zugesprochenen Prämien fallen dem Eigentümer zu.

§ 9. Berufung.

Etwaige Berufungen gegen die Entscheidung des Wertungsausschusses haben unter Beifügung des Betrages von M. 50 innerhalb von 10 Tagen nach Bekanntmachung der Entscheidung an einen Berufungsausschuß zu erfolgen, der von der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt im Benehmen mit der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V. gebildet wird. Die Berufung muß innerhalb der angegebenen Frist bei der Geschäftsstelle der WGL. Berlin W 35, Blumeshof 17, eingegangen sein. Der Betrag wird zurückgezahlt, wenn die Berufung für begründet erachtet wird, im anderen Falle verfällt sie für die Luftfahrerstiftung. Berufung kann nur ein Teilnehmer einlegen, der sich durch die Entscheidung des Wertungsausschusses geschädigt glaubt.

§ 10. Oberleitung, Unterkunft und Verpflegung.

Die Oberleitung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1926 ist zugleich zuständig für die Technische Prüfung. Die Unterkunft der Flugzeuge und Modelle sowie die Unterkunft und Verpflegung der an der Technischen Prüfung Beteiligten erfolgt durch die Organe des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs. Die Beteiligten haben sich der Lagerordnung zu fügen.

§ 11. Änderungen und Ergänzungen, Ausfall der Veranstaltung.

Die Veranstalterin behält sich das Recht vor, Änderungen und Ergänzungen der vorstehenden Bedingungen der Technischen Prüfung zu beschließen, ihren Bestimmungen Auslegung zu geben sowie bei Eintritt von Umständen, für die die Veranstalterin kein Verschulden trifft, die Technische Prüfung ausfallen zu lassen, ohne daß daraus Ansprüche gegen die Veranstalterin geltend gemacht werden können.

§ 12. Bekanntmachungen.

Alle die Technische Prüfung betreffenden Bekanntmachungen erfolgen in den Zeitschriften

»Der Luftweg«,
»Luftfahrt«,
»ZFM«,
»Flugsport«.

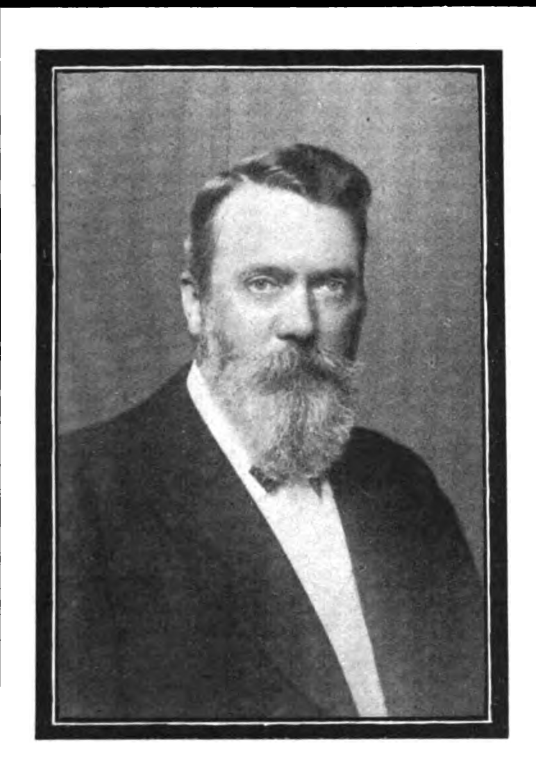
Frankfurt a. M., im Januar 1926.

Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V.
gez. Kotzenberg.

Berichtigung.

In der ZFM vom Januar 1926, S. 33, ist in dem Abschnitt des Flugzeugs »Karl der Große« statt Nehring — Hesselbach zu lesen, da entscheidende Flüge von letzterem ausgeführt wurden. Die Schriftleitung.





Dipl.-Ing. Carl Fehlert †.

Am 11. Februar verschied im Alter von nahezu 73 Jahren der Dipl.-Ing. und Patentanwalt Carl Fehlert. Der Verstorbene, der als einer unserer tüchtigsten Patentanwälte galt, hatte einen großen Teil seiner bedeutenden Arbeitskraft der Entwicklung und Förderung aller Bestrebungen des „Vereins Deutscher Ingenieure" gewidmet. Über 40 Jahre ist er hier tätig gewesen und wurde im vorigen Jahre durch die Wahl zum Ehrenvorsitzenden des Berliner Bezirksvereins des VDI ausgezeichnet.

Seine vielfältigen technischen Interessen hatten Carl Fehlert schon seit längerer Zeit auch in unsere WGL geführt, und er hatte hier in erster Linie als äußerst gewissenhafter Rechnungsprüfer gewirkt, dem das immer wieder übernommene Ehrenamt kein leerer Titel war; in vielstündiger Arbeit hat er jedesmal die Bücher durchgesehen und konnte so mit gutem Gewissen sagen, daß er sie „in vollkommener Ordnung gefunden habe".

Die WGL, insonderheit aber deren Vorstand und Vorstandsrat, denen er ein treuer, nie versagender Mitarbeiter gewesen, werden die Erinnerung an den aufrechten Westfalen in Ehren halten. A. Berson.

Buchbesprechungen.

Der Vorstoß in den Weltenraum, eine technische Möglichkeit. Von Max Valier. Verlag R. Oldenbourg, München und Berlin 1924.

Der Verfasser stellt sich die Aufgabe, die Laienwelt in die Probleme einzuführen, die mit der Frage verknüpft sind, ob es eine technische Möglichkeit gibt, den Erdball und seine Anziehungssphäre auf »Raumschiffen« zu verlassen. Diese Aufgabe ist im ganzen nicht ungeschickt angegriffen; nach einem Kapitel über die mechanischen Grundlagen (Anziehung der Himmelskörper, Hubarbeit usw.) werden zunächst die ballistischen Möglichkeiten (Wurfmaschine, Ballisten, Geschütze) diskutiert. Besonders eingehend wird die Frage behandelt, ob es möglich ist, mit einem Riesengeschütz ein Projektil in den Weltenraum zu schleudern. Diese Diskussion ist in sehr unterhaltender Weise durchgeführt; die mechanischen Gesichtspunkte werden an Hand einer Kritik des bekannten Jule Verneschen Romans entwickelt. Die am Schluß des Abschnitts ausgesprochene Zuversicht, daß es — bei genügender Finanzierung durch einen Krösus — deutschem Geist und deutschem Fleiß gelingen würde, eine für einen Schuß auf den Mond ausreichende Kanone zu bauen, wird auch diejenigen Zeitgenossen befriedigen, die der bescheidenen Ansicht sind, daß deutscher Geist und deutscher Fleiß zurzeit dringendere Aufgaben zu bewältigen haben, als auf den Mond zu schießen. — Das nächste Kapitel wendet sich dem eigentlichen Ziel des Buches zu, zu zeigen, daß die Rakete die meiste Aussicht bietet, dem erstrebten Ziele näherzukommen. Die Darstellung der mechanischen Grundlagen (Rückstoß) ist von anerkennenswerter Anschaulichkeit, die Zuverlässigkeit der Zahlenangaben über die erreichbaren Leistungen könnte nur auf Grund sehr eingehender Detailkenntnisse geprüft werden.

Die letzten Kapitel des Buches erheben sich in das Gebiet kühnster Phantasie. Die Begeisterung für die große Sache trägt den Verfasser über kritische Bedenken hinweg. Die Schwierigkeit der Navigation in einem Raumschiffe, dessen augenblickliche Geschwindigkeit man weder nach Größe noch Richtung kennen würde, wird zweifellos unterschätzt, so daß der Skeptiker in den schwungvoll geschilderten Weltraumreisen eher eine verlockende Möglichkeit für Selbstmordkandidaten als die Aussicht auf ein Sonntagsvergnügen erblicken wird.

Damit soll der Wert des Buches aber nicht herabgesetzt werden, denn wenn wir auch auf die extremen Möglichkeiten verzichten, bleiben Probleme wie die Erforschung der oberen Schichten der Atmosphäre, für welche die entwickelten Gedanken und Konstruktionen mit Aussicht auf Erfolg nutzbar gemacht werden können. Und wenn wir auch davon absehen, hat das Buch noch das Verdienst, die Kenntnis der elementaren mechanischen Tatsachen zu verbreiten, ein Erfolg, der dem Eifer und dem pädagogischen Geschick des Verfassers von Herzen zu wünschen ist.

Tr.

Der Luftverkehr. Seine Grundlagen und seine Statistik. Von Prof. N. A. Rynin, Leningrad, Oktober 1925.

In den Jahren, die der Revolution von 1917/18 folgten, hat Rußland mit zäher Energie seine militärische Luftflotte aufgebaut. Seine Leiter hatten erkannt, welches Hilfsmittel das Flugzeug zum Schutze der weiten Grenzen und der Sicherung der Regierungsgewalt bedeutet.

Nachdem nun Ruhe und Ordnung durchgriffen und damit der wirtschaftliche Aufbau Schritt für Schritt vorangeht, geht Rußland planmäßig an den Ausbau seines Luftverkehrs. Die »Aviochim« (Die vereinigte, staatlich organisierte Gesellschaft der Freunde der Luftfahrt und der Freunde der Chemie) propagiert im großen Stile die Erweiterung und Vergrößerung des Luftverkehrs und sammelt die Geldmittel zur Durchführung ihrer Pläne. Das vorliegende Buch von Prof. N. A. Rynin entstand aus Vorlesungen am Institut für Verkehrsingenieure in Leningrad und soll in die technischen Fachkreise Aufklärung über die bisherigen Leistungen des Weltluftverkehrs bringen und gleichzeitig die Möglichkeiten des Luftverkehrs und Lufttransports in Rußland beleuchten.

Die bekannte Luftverbindung Königsberg—Moskau der »Deruluft«, die seit 1921 in Betrieb ist, und die südrussischen Linien, an denen ebenfalls die deutsche Flugzeugindustrie beteiligt ist, stellen nur den Anfang des russischen Luftverkehrs dar. Die großen Entfernungen, das langsame Tempo der Eisenbahnen, das gleichmäßige kontinentale Klima sowie das geringe Vorkommen natürlicher Hindernisse geben die günstigsten Vorbedingungen hierzu.

Im ersten allgemeinen Teil seines Werkes spricht Rynin über die Zwecke, das Wesen und die Bedingungen des Luftverkehrs; in kurzer, klarer Zusammenfassung sind alle Faktoren aufgezählt, die die Lebensfähigkeit des Luftverkehrs bedingen. Die Notwendigkeit einer höchstmöglichen Ausnutzung der Motoren sowie Förderung des Versuchswesens, Einrichtung des Nachtflugbetriebes, sind klar erkannt.

Der zweite statistische Teil bringt in sorgfältiger Arbeit das gesamte statistische Material des Luftverkehrs der ganzen Welt. Es würde zu weit führen, hier auf Einzelheiten einzugehen. Unter den Karten der Luftverkehrsstrecken sind die geplanten sibirischen Luftlinien Chabarowsk—Wladiwostok sowie Irkutsk-Urga von Interesse, wogegen man eine russische Streckenkarte des Jahres 1925 sehr vermißt.

Zu erwähnen sind ferner die interessanten Diagramme der Weltproduktion an Flugzeugen und Flugzeug-Motoren in den Jahren 1909/24 sowie die eingehende Statistik der Flugzeugunfälle und ihrer Ursachen.

Auch das Material über die Leistungen der einzelnen bedeutendsten Luftverkehrsfirmen aller Länder ist sehr reichhaltig. Das Buch zeigt, wie eingehend auch in den Fragen des Luftverkehrs Rußland alle Vorgänge außerhalb seines Landes verfolgt, um selbst daraus zu lernen und die Erfahrungen beim Ausbau seiner eigenen Luftfahrt zu verwenden. Ha.

Wirtschaftliches Arbeiten. Beuth-Verlag, G. m. b. H., Berlin, Herbst 1925, 8°, 86 S. Eine Zusammenstellung aller, für wirtschaftliches Arbeiten wichtige Bestrebungen und Zusammenschlüsse, wie Normenausschüsse der einzelnen Fachverbände usw. Das Buch ist ein gutes Nachschlagewerk der auf diesem Gebiete tätigen Vereinigungen. H.

Einführung in die Nomographie. Erster Teil: Die Funktionsleiter. Von Paul Luckey, Studienrat am Staatlichen Gymnasium Philippinum in Marburg. Mathematisch-Physikalische Bibliothek, herausgegeben von W. Lietzmann und A. Witting, Band 28. Zweite, verbesserte und vermehrte Auflage. 1925. Leipzig und Berlin. Verlag B. G. Teubner. Kl.-8°. IV und 60 S., mit 35 Abb. im Text und auf einer Tafel und mit 53 Aufgaben. Kartoniert M. 1.

Das treffliche Büchlein über die Kunst der Rechentafeln, das in zweiter Auflage vorliegt, wendet sich »an den weiteren Kreis aller derer, die an der Erkenntnis und Beherrschung der Dinge nach den Gesetzen von Maß und Zahl lernend oder wirkend Anteil nehmen«, auch an den Ingenieur, dem »mit den elementarsten Anleitungen und Anregungen« genützt werden soll. Dieser Absicht entsprechend werden »nur sehr bescheidene mathematische Schulkenntnisse« vorausgesetzt, »nicht einmal der Koordinatenbegriff«, so daß auch der reifere Schüler von dem Werkchen Nutzen haben wird.

An Hand zahlreicher Beispiele, auch aus der Strömungstechnik, von denen manche dem praktisch tätigen Leser unmittelbar nützlich sein werden, sind ein- und mehrfache gleichmäßige und logarithmische Teilungen planmäßig behandelt. Im Anschluß daran wird der Rechenschieber in allgemeiner und besonderer Ausführung erläutert. Ein recht vollständiges Schriftenverzeichnis erleichtert das weitere Studium, zu dem diese Einführung wohl anzuregen und einzuleiten vermag. E.

Technische Mechanik. Ergänzungsheft der Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, Bd. 69. 1925. Berlin SW 19. VDI-Verlag G. m. b. H. Format DIN A 4. IV und 74 S., mit 166 Abb. im Text. Preis broschiert M. 10.

Eine Fachzeitschrift steht, vor allem, wenn sie zugleich den Mitgliedern eines Vereins zu dienen berufen ist, beständig vor der Schwierigkeit, daß gerade die wissenschaftlich oder fachtechnisch wertvollsten Beiträge von einem großen Teil der Leser nicht leicht aufgenommen und daher abgelehnt werden, während andere wieder von zusammenfassenden oder einführenden, leicht verständlichen Aufsätzen nicht befriedigt sind. Die ZFM hat sich seit Jahren bereits durch die Herausgabe ihrer »Berichte und Abhandlungen«, regelmäßiger Beihefte mit umfangreichen Arbeiten, geholfen.

Für die Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure, die grundsätzlich das ganze Gebiet der Technik umfaßt, ist diese Schwierigkeit angesichts der verschiedenen Vorbildung und Einstellung ihrer Mitglieder noch weit größer, und sie wächst von Jahr zu Jahr. Man hat daher schon in den letzten Bänden Formelrechnungen mehr und mehr ausscheiden und auf manche wertvolle Einzeluntersuchung verzichten müssen.

Die Lücke, die dadurch entstanden ist, wird jetzt durch »Ergänzungshefte« ausgefüllt, von denen das vorliegende aus der technischen Mechanik im Gegensatz zu den »Beiheften der ZFM« nicht größere Abhandlungen, sondern kleinere, zum Teil zusammenfassend-allgemeinverständliche Aufsätze bringt. Neben dem oben gekennzeichneten Zweck verfolgte es den weiteren, das Erscheinen dieser Arbeiten trotz der Fülle des Materials noch im Jahre 1925 zu ermöglichen.

Die Sammlung einer Reihe von Aufsätzen aus einem Gebiet wird manchem Leser, vor allem denen, die sich den Bezug der Zeitschrift nicht leisten können, vielleicht sogar willkommener sein als die wöchentlichen Hefte. Der Inhalt ist im einzelnen planmäßig gegliedert und recht reichhaltig: Nach einem Aufsatz von Hort, der in die Schwingungslehre durch allgemeinverständliche Energiebetrachtungen einzuführen sucht, berichten Memmler und Schob über Schwingungsfestigkeitsversuche auch mit einer pneumatischen Anlage für Verdrehbeanspruchung; Hahnemann, Hecht und Wilckens haben auf Grund ihrer Schwingungsarbeiten ein neues Prüfgerät für Dauerbeanspruchungen geschaffen; Oehler berechnet Biegeschwingungen auch von gewinkelten Stäben.

Es folgen wärmetechnische Aufsätze: Eine »Kritik der Wärmekraftmaschinen« von Havliček; »Wärmedurchgang von Öl an Wasser und Druckabfall in Kühlapparaten« von Heinrich (gefallen 1914) und Stückle, mit wertvollen Versuchsergebnissen; »Wärmeübergang und Druckverlust in Rohrschlangen« von Jeschke.

Daran schließen sich Strömungsaufsätze. Lorenz hat seine Theorie der glatten und wirbligen Strömung im Kreisrohr wie der kritischen Reynoldsschen Zahl weiter ausgebaut; Eck gibt seine Berechnung der Ventilströmung wieder; Biel behandelt den »Strömungswiderstand in Rohrleitungen« nach seiner Formel, die nur scheinbar im Gegensatz zu der von Jakob und Erk steht.

Reiher und Cleve, Schmidt, Schütz erörtern die Technik und Fehler der Temperaturmessung. Geiger bringt ein Spannungs-Feinmeßgerät, Berger eine anschauliche Energiebilanz der Schalldurchlässigkeit von Wänden. Endlich beschreibt Rieckhof ein Gerät zur Nullpunktbestimmung, mit dem man statisch unbestimmte Fachwerke zeichnerisch berechnen kann. Dazwischen sind kleinere Berichte eingefügt.

Die Aufmachung des Ganzen entspricht der gediegenen Form, die uns aus der ZVDI bekannt ist. E.

Taschenbuch der Luftflotten 1926. Von Dr.-Ing. W. v. Langsdorff. J. F. Lehmanns Verlag, München. Mit 464 Bildern und Skizzen. Preis gebd. M. 12.



Der neue Jahrgang des »Taschenbuch der Luftflotten« gibt in gewohnter Weise einen gedrängten Überblick über die militärischen und zivilen Luftflotten. Er ist in Text und Bildern auf den neuesten Stand gebracht und enthält unter anderem über 400 Abbildungen neuer Baumuster. Um den neuen Jahrgang nicht zu umfangreich und damit zu unhandlich und zu teuer zu machen, wurden von den älteren Bauarten nur die wichtigsten berücksichtigt. Vollständige Zusammenstellungen von ihnen finden sich in den Jahrgängen 1923 und 1924/25.

Das Taschenbuch der Luftflotten zerfällt in drei Hauptteile:

1. Teil: »Die Luftfahrzeuge der Staaten«.
2. » »Die Luftfahrt der Staaten«:
   a) militärische Luftfahrt,
   b) zivile Luftfahrt.
3. » »Verschiedenes«.

Nomographische Tafeln. Von L. Bergmann. **Bibliothek des Radioamateurs.** Herausgegeben von Dr.-Ing. Eugen Nesper. 8. Band. 2. Auflage. Verlag Julius Springer, Berlin.

Der Radioamateur muß technisch und physikalisch die Materie beherrschen, muß also weitgehendst in das Verständnis von Theorie und Praxis eindringen.

Hier setzt nun neben der schon bestehenden und täglich neu aufschießenden, in ihrem Wert recht verschiedenen Buch- und Broschürenliteratur die Bibliothek des »Radioamateurs« ein. In knappen, zwanglosen und billigen Bändchen wird sie allmählich alle Spezialgebiete, die den Radioamateur angehen, von hervorragenden Fachleuten behandeln lassen.

Jahrbuch für Luftverkehr 1925. Von Fischer v. Portuzyn, Berlin. Josef M. Jurinek, München. Verlag Richard Pflaum, München.

Das Jahrbuch für Luftverkehr 1925 trägt den Erfahrungen und Anregungen Rechnung, die den Herausgebern übermittelt worden sind.

Aus dem Inhaltsverzeichnis führen wir die vier Hauptabschnitte auf:

1. Teil: »Verkehr und Politik«. Bearbeiter: v. Wilamowitz-Moellendorff, Fischer v. Portuzyn, Burger-München, Prof. Dr. O. Schreiber, Leiter des Instituts für Luftrecht, Dr. Hildebrandt-Goslar.
2. Teil: »Technische Fragen und Fortschritte«. Bearbeiter: Marinebaurat Engberding-Berlin, Dr.-Ing. v. Langsdorff, Dipl.-Ing. H. List-Dessau.
3. Teil: »Einzelschilderungen des Auslandes«. Bearbeiter: Oberstfeldpilot Deutelmoser, Wischneff-Moskau.
4. Teil: »Sonderaufgabe der Luftfahrt«. Bearbeiter: L. Leonhardy-Berlin, Ferdinand E. Nord-Halle, Dr. B. Hogrefe-Dessau.

Flugmodell-Bau und Sport. Von Kurt Möbius. Verlag Modellbau Möbius, Hanau a. Main.

In den letzten Jahren hat der Flugmodellsport besonders in Deutschland einen großen Aufschwung genommen. Die einschlägige Fachliteratur konnte kaum Schritt halten. Es fehlt dem Modellbauer ein den heutigen Verhältnissen angepaßtes Buch. Dieses Werk gibt zwar keine erschöpfende Übersicht, doch trägt es dem modernen Modellbau Rechnung.

Inhaltsverzeichnis: Die verschiedenen Flugzeugarten — Die Hauptteile des Drachenflugmodells — Flugmodellbau — Die Herstellung eines Parasol-Stab-Eindeckers — Entenmodelle — Rumpfmodelle — Modellflug — Segelflugmodelle — Benzinmotoren und Motormodelle — Preßluftmotoren — Modellwettbewerb.

Luftbarrikaden. Von Fischer v. Portuzyn. Verlag Adolf Sponholtz, Hannover.

Das Buch schildert das zähe Ringen unserer Luftfahrt um Anerkennung und um Luftgeltung. Die Beschränkungen im Flugzeugbau durch die Entente und die Verweigerung der Flugfreiheit sind mit die größten Barrikaden. Jedoch auch Deutschland ist durch seine Lage im Herzen Europas in den Stand gesetzt, durch Verweigerung jeden Überfluges, selbst Barrikaden zu errichten. Die deutsche Zukunft hängt wesentlich von dem Ausbau unserer Luftfahrt ab. Kritisch und objektiv spricht der Verfasser von den Leistungen fremder Staaten und dem gegenwärtigen Verhältnis deutscher und ausländischer Luftfahrt. Der Verfasser nennt die deutsche Luftfahrt »Deutschlands Kolonie der Zukunft« und erörtert ausführlich alle Fragen technischer, politischer und wirtschaftlicher Art, die irgendwie mit der Luftfahrt zusammenhängen.

Motorrad und Kleinauto. Von Richard Hofmann und Fritz Wittekind. (Westermanns Sportbücherei, Bd. 6.) 240 Seiten. 8°. Mit 112 Abbildungen im Text. Kart. M. 3,50. Verlag Georg Westermann, Braunschweig und Hamburg.

Im ersten Teil des knapp und übersichtlich geschriebenen Bändchens wird das Motorrad behandelt. Konstruktion und Aufbau, der Motor und seine Bestandteile. Typenbeschreibung verschiedener Motorräder, Hinweise auf Zubehör und Ausrüstung. Ein weiteres Kapitel, besonders für den Anfänger wertvoll, behandelt die verschiedenen Arten des Fahrens und leitet zur Abhilfe von Störungen an. Auch ein Auszug aus den behördlichen Vorschriften ist beigegeben.

Der zweite Teil, welcher dem Kleinauto gewidmet ist, gibt zunächst wieder den allgemeinen Aufbau des Kleinautos. Dann folgt eine klare und leicht verständliche Fahrschule mit den gesetzlichen Bestimmungen, eine Anleitung zur Pflege und Behandlung des Kleinautos und alles Wissenswerte über den Kleinautosport. Den Abschluß bildet eine ausführliche Übersicht von Kleinautos der 3-, 4-, 5- und 6-Steuer-PS-Klasse.

Deutscher Flug-Almanach für Gleit- und Motorflugwesen. Neue Ausgabe 1925. Von Hans Richter. 210 Seiten Text mit 71 Abbildungen. In farbigem Kartonumschlag Preis RM. 5. Verlag Guido Hackebeil A.-G., Berlin S 14, Abteilung Buchverlag und Sortiment.

Der neue Aufstieg des deutschen Flugzeugbaus und Flugverkehrs lenkt in steigendem Maße das Interesse weitester Kreise auf die Fortschritte dieses Zweiges der deutschen Industrie. Eine vortreffliche Übersicht hat Hans Richter, der bekannte deutsche Gleitflieger, in der soeben im Verlag Guido Hackebeil A.-G., Berlin S 14 erschienenen neuen Ausgabe seines Deutschen Flug-Almanachs geschaffen. Neben interessanten Abhandlungen, wie Nachtflugverkehr, vom Hängegleiter zum Leichtflugzeug, Berlin als Flugzentrum, Ozeanflug Locatellis, Rekordflüge usw., den Biographien unserer bekannten Verkehrs- und Sportflieger ist jeder, selbst der kleinste Sporttyp, jede Verkehrsmaschine mit Leistungs- und Konstruktionsangaben usw. behandelt und größtenteils bildlich dargestellt. Besondere Beachtung verdienen ferner die Ausführungen über die Rhönsegelflug-Wettbewerbe 1923/24 und die für den deutschen Rundflug 1925 gemeldeten Maschinen. Die amtliche Erinnerungstafel bekannter Kriegsflieger mit mehr als drei bestätigten Luftkämpfen unter genauer Angabe der errungenen Siege gibt dem Almanach einen würdigen Abschluß. Hans Richter hat es verstanden, in frischem, unterhaltendem Stil das deutsche Flugwesen zu schildern.

Sonderdrucke der R. Scuola d'Ingegneria, Pisa. 1924 bzw. 1925 Pisa, Arti Grafische Cav. F. Mariotti. 8°. Nr. 1 vom Sept. 1924, 9 S. mit mehreren Zahlentafeln; Nr. 2-3 vom Sept. 1924, 22 S. mit 10 Skizzen bzw. Schaubildern; Nr. 4 vom Sept. 1924, 42 S. mit 23 Lichtbildern, Skizzen bzw. Plannmustern; Nr. 5 vom Okt. 1924, 6 S. mit großer Zahlentafel; Nr. 6 vom Dez. 1924, 34 S. mit 6 Skizzen oder Schaubildern; Nr. 7 vom Dez. 1924, 38 S. mit 9 Abbildungen und mehreren Zahlentafeln; Nr. 8 vom Dez. 1924, 13 S. mit einer Lichtbildtafel; Nr. 9-10 vom Dez. 1924, 18 S. mit einer Skizze und mehreren Zahlentafeln; Nr. 11 vom Dez. 1924, 29 S. mit 8 Schaubildern bzw. Skizzen und 3 Zahlentafeln; Nr. 12 vom Jan. 1925, 20 S. mit 2 Skiz-



zen und zahlreichen Zahlentafeln; Nr. 13 vom Febr. 1925, 22 S. mit 11 Lichtbildern, Skizzen bzw. Schaubildern sowie Zahlenangaben; Nr. 14 vom April 1925, 16 S. mit 6 Skizzen bzw. Schaubildern.

Die Sonderdrucke der Technischen Hochschule zu Pisa bringen eine Reihe bemerkenswerter Forschungsarbeiten. Der Raum verbietet uns, hierunter mehr als Titel und Quelle anzugeben, mit Ausnahme der Berichte, die den Luftfahrer näher angehen.

Nr. 1: F. Ferrari. Ein neuer Kitt; aus »Le Industrie costrutive« **21**, Heft 8; - Nr. 2-3: M. Paris. Ballistische Messungen der Scheitelwerte von Wechselstromgrößen und: Änderung von Temperatur und Elektronenaussendung eines wechselstromgeheizten Wolframfadens; aus »L'Elettrotecnica« **11**, Heft 27 bis 28, 1924.

Nr. 4: G. Cassinis. Stand der Verfahren zur topographischen Luftbildvermessung; aus »Ingegneria« Nr. 9 vom 1. Sept. 1924. Ausführliche Zusammenstellung der Luftbildaufnahme- und -auswertgeräte mit besonderer Berücksichtigung der deutschen Erzeugnisse und Leistungen.

Nr. 5: G. Di Ricco. Genaue Vermessung von Viareggio; aus »Bollettino della Sezione Ingegneri ed Architetti Italiani di Lucca«.

Nr. 6: G. Cassinis. Fehler in der Lagebestimmung von Punkten, die durch Luftbildvermessung bestimmt wurden; aus »Atti dell'Associazione Italiana di Aerotecnica« **4**, Heft 3, 1924[1]). Mit Bezug auf die Arbeiten des »Konsortium Luftbild-Stereografik«, wie auf das Werk von Hugershoff und Cranz und eine Abhandlung von Finsterwalder werden die Fehler der verschiedenen photogrammetrischen Verfahren ausführlich untersucht.

Nr. 7: E. Pistolesi. Die sogenannte Sicherheitszahl der Flugzeuge; aus »Atti dell'Associazione Italiana di Aerotecnica« **4**, Heft 3, 1924[2]). Die Beanspruchung fliegender Flugzeuge wird flugmechanisch untersucht und in Übereinstimmung mit (älteren) amerikanischen Messungen verhältnismäßig gering gefunden.

Nr. 8: O. Sesini. Zur Messung des elastischen Gleichgewichtes mittels Doppelbrechung; Pisa 1924, Arti Grafische Nistri.

Nr. 9-10: G. De Marchi. Quellen und Verwertung der Energie in Italien und: Untersuchungen der Wasserläufe und ihrer Ausnutzung; Vortrag auf der »Weltkraftkonferenz« in London, Juli 1924; »L'Elettrotecnica« **11**, Nr. 33 vom 25. Nov. 1925.

Nr. 11: E. Pistolesi. Die Düsenschraube und ihre Anwendungen; aus »Atti dell'Associazione Italiana di Aerotecnica« **4**, Heft 4, 1924[3]). Treibschrauben oder Windschrauben, die, wie bei Windkanälen oder Turbinen, in geschlossenen Rohren arbeiten, werden vor allem auf den Verlauf ihres Wirkungsgrades abhängig von der Belastung untersucht.

Nr. 12: G. De Marchi. Die Erzeugung elektrischer Energie in Italien 1923; aus »Annali dei Lavori Pubblici« **62**, Heft 12, 1924.

Nr. 13: Felice Contessini. Gleichförmige Strömung des Wassers in Kanälen und Dükern; aus »Annali dei Lavori Pubblici«, Heft 2, 1925. Kritische Zusammenstellung von Versuchsergebnissen.

Nr. 14: E. Pistolesi. Treibschrauben im Seitenwind; aus »L'Aerotecnica«, **5**, Heft 2, 1925[4]). Angesichts der noch nicht abgeschlossenen Versuche mit dem Hubschrauber und des neu auftretenden Tragschraubers (»Autogyro«) sind die Berechnungen des Verfassers an Treibschrauben ohne und mit Steigung, die seitlich angeblasen werden, bemerkenswert. Der Vergleich mit den amerikanischen Messungen von Durand und Lesley an Luftschrauben im Schiebewind wird dadurch erschwert, daß diese bei höheren Fortschrittsgraden stattfanden, bei denen die Voraussetzungen der Rechnung nicht mehr zutreffen. —g.

[1]) [2]) [3]) Vgl. ZFM **16**, Nr. 16 vom 28. Aug. 1925, S. 312.
[4]) Vgl. die folgende Buchbesprechung.

L'Aerotecnica. Giornale ed Atti dell' »Associazione Italiana di Aerotecnica«. Zeitschrift und Verhandlungen der »Italienischen Gesellschaft für Luftfahrtechnik«. Band V: 6 Hefte für je zwei Monate 1925. Pisa, Verlag: Tipografia Editrice Cav. F. Mariotti. 8°. 442 S., mit zahlreichen Abbildungen.

Die »Atti«, die Verhandlungen der Italienischen luftfahrtechnischen Gesellschaft, deren vierter Band in dieser Zeitschrift besprochen wurde[1]), haben im Jahrgang 1925 unter Leitung von E. Pistolesi einen neuen Titel und festere Erscheinungsform angenommen; im Inhalt sind sie auf gleicher Höhe geblieben.

Der beschränkte Raum verbietet uns, auf die Einzelheiten des reichen Bandes einzugehen. Neben den umfangreichen Besprechungen und Berichten über die in- und ausländische Literatur, vor allem zahlreichen deutschen Arbeiten, bringt jedes Heft ein bis drei umfangreiche Aufsätze: Über Schwimmermodelle (Eula), Kreiselmeßgerät für Luftfahrzeuge (Biondi), Landeversuche mit Luftschiffen (Giacomelli), Luftverkehr (Marieni), Einfluß des Seitenwindes auf Treibschrauben (Pistolesi), Flugzeugmutterschiffe (Gagnotto), Luftbildwesen (Dore und Nistri), in Flüssigkeit umlaufende Schaufeln (Pistolesi), Funkortung (Zonta), Pinedo-Flug von 55 000 km (Marieni), Windmessung (Eula). Die letzten Hefte enthalten auch Buchbesprechungen. —g.

Rendiconti Tecnici della Direzione Superiore del Genio e delle Costruzioni Aeronautiche. (Technische Berichte der Inspektion für Luftfahrtechnik und Luftfahrzeugbau.) Herausgegeben vom Commissariato dell' Aeronautica. Lex.-8°. Jahrgang 12, 1924. Rom. Verlag: Tipografia della R. Accademia Naz. del Lincei. Nr. 8 vom 15. Okt., 12 S.; Nr. 9 vom 15. Nov., 27 S.; Nr. 10 vom 15. Dez., 46 S.

Jahrgang 13, 1925. Rom, Verlag: Tipografia della R. Accademia Naz. del Lincei. Nr. 1 vom 15. Jan., 30 S.; Nr. 2 vom 15. Febr., 19 S.; Nr. 3 vom 15. März, 47 S.; Nr. 4 vom 15. April, 30 S.; Nr. 5 vom 15. Mai, 11 S.; Nr. 6 vom 15. Juni, 18 S.; Nr. 7 vom 15. Aug., 7 S.

Jedes Heft der »Technischen Berichte«[2]) die seit Anfang 1925 unter anderer Verlagsbezeichnung und von Heft 8 ab[3]) mit geänderter Bezeichnung der Behörde herausgegeben werden, enthalten in den vorliegenden Heften wieder eine Reihe wertvoller Aufsätze, u. a. Stromlinien-Rennwagen (Guidoni) mit ausführlichen Tafeln der Modellversuchsergebnisse, Meßgeräte der Pioneer Instrument Company, ein Gerät zum Umrechnen von Steigflügen auf Normaldichte (Biondi), Untersuchungen eines Sprengstoffes (Corelli) und der Flugbahn einer Bombe (Pallavicino), Modellversuche an Hallen, die gegen Bomben und Geschosse geschützt sind (Guidoni).

Jahrgang 1925: Einbau von Lichtbildgerät (Antilli); Schrauben im Stand und in langsamer Fahrt (Biondi); pneumatische Kammer zur Fliegerprüfung, die in Montecello errichtet werden soll; Sanitätsflugzeuge (Apolloni); Planung einer 450-PS-Gasturbine für Flugzeuge; Steigfähigkeit und Gipfelhöhe abhängig von Leistungsbelastung (Rota); Ortsbestimmung (Galante); Höhenmotoren (Raffaelli); Biege- und Bruchprüfung des Fiat A 12 bis, wie des Leitwerks vom Kabinenwasserflugzeug C. A. N. T. 10ter und 12; Rollbrücken als Zugang zu Wasserflugzeugen.

Von den übrigen beachtenswerten Aufsätzen behandeln die meisten die in Italien hochentwickelte Wissenschaft des Luftschiffes oder Teile des Bildgeräts. —g.

[1]) Siehe ZFM **16**, 1925, Heft 1 in Nr. 6 vom 28. März, S. 140; Heft 2 in Nr. 7 vom 14. April, S. 160; Heft 3 und 4 in Nr. 16 vom 28. August, S. 312.

[2]) Siehe ZFM **16**, Nr. 7 vom 14. April 1925, S. 159 bis 160.

[3]) Die folgenden Hefte werden demnächst besprochen.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [05] und laufende Nummer [01 usw.].)

Festigkeit. Die Knickgrenze wird nach der Euler-Formel derart definiert, daß unter Annahme einer Biegelinie von sehr schwacher Krümmung die Gleichung für das Moment der inneren Kräfte benutzt wird, mit dem Ergebnis, daß diese Biegung unbestimmt wird, sobald eine Ausbiegung des geraden, achsrecht belasteten Stabes eintreten kann. Genauere Berechnungen haben diese Unbestimmtheit zwar beseitigt, doch für die Anwendung keine Änderung ergeben; denn es zeigte sich, daß die Last nur wenig größer als die Eulersche Knicklast zu sein braucht, um eine unzulässige Ausbiegung zu bewirken, die eine übermäßige Anstrengung des Stabes zur Folge haben würde.

Die Eulersche Formel sowie die genauen Rechnungen ergeben an gleicher Stelle eine Unstetigkeit, die so auch theoretisch die Knickgrenze kennzeichnet. Praktisch bedeutet die beginnende Möglichkeit einer Durchbiegung und die Unbestimmtheit ihrer Größe die Kennzeichnung der Grenze; oder anders ausgedrückt: Ein Stab oder Stabzug befindet sich unter dem Einfluß von Druckkräften an der Knickgrenze, wenn er einer Formänderung keinen Widerstand entgegensetzt.

Diese Fassung ist besonders im Hinblick auf zusammengesetzte Bauteile wichtig, wo die Größe der Formänderung auf die Knickgrenze Einfluß hat, während nach der Euler-Formel die Knickgrenze nicht erreicht würde.

— *H. Zimmermann*, Der Begriff der Knickgrenze; ZVDI **70**, vom 13. Februar 1926, S. 221 bis 225 (9 Sp., 1 Skizze, Formeln). *H., E.* 60501.

Flugzeuge. Fokker-Militär-Anderthalbdecker, Muster C. V-E, kann als zweisitziges Kampfflugzeug, als Artillerie-Beobachtungsflugzeug und als Fern-Bombenflugzeug verwendet werden. Die Kampf- und Beobachtungsflugzeuge haben Tragdeckabmessungen wie C. V-D.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Zwei Sitze hintereinander ziemlich weit hinten.

Triebwerk: luftgekühlter, aluminiumblechverkleideter Sternmotor mit Zugschraube, als Ganzes austauschbar; auch andere Motorenarten können eingebaut werden.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, durch beiderseits vier Streben mit Rumpf, durch N-Stiel nahe den Enden mit Unterflügeln verbunden. Unterflügel geringerer Abmessung beiderseits Rumpfunterkante angesetzt.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse.

Spannweite	15,30	m
Flügelfläche	39,2	m²
Motor: Jupiter	400	PS
Leergewicht	1,21	t
Zuladung	0,80	t
also Fluggewicht	2,01	t
Flächenbelastung	51,4	kg/m²
Leistungsbelastung	5,1	kg/PS
Flächenleistung	10,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	217	km/h
Landegeschwindigkeit	85	km/h
Gipfelhöhe	6,5	km

— The Fokker C. V-E; Bulletin Fokker **2**, Nr. 4 vom Jan. 1926, S. 3 bis 5 (2½ Sp., 1 Lichtb.). *H., E.* 60502.

Flugzeuge. Fokker Universal-HD, von der Fokker Aircraft Corporation in Amerika zur Verwendung als Handelsflugzeug für alle Zwecke gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, vorne scharf hochgezogen. Fluggastraum unter Tragdeck, davor auf Oberseite Führersitz.

Triebwerk: Luftgekühlter Sternmotor an Rumpfnase unverkleidet aufgehängt.

Tragdeck durchlaufend, fast freitragend. Vorderholm ist durch kurze schräge Strebe gegen Fahrgestell abgefangen, Hinterholm gegen Rumpfunterkante.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: zwei senkrechte Streben mit Stoßdämpfern, die durch Z-förmige Versteifung gegen Rumpf und vom oberen Knotenpunkte mit schrägem Stiel gegen Tragdeckvorderholm abgefangen ist, außerdem geht beiderseits von nichtdurchlaufender Radachse eine Strebe nach hinten zu Rumpfunterkanten.

Spannweite	14,10	m
Länge	9,95	m
Höhe	2,40	m
Zuladung	0,70	t
Motor: Wright »Whirlwind«	200	PS
Höchstgeschwindigkeit	190	km/h
Landegeschwindigkeit	65	km/h
Gipfelhöhe	4,2	km

— The Fokker »Universal«; Bulletin Fokker **2**, Nr. 4 vom Jan. 1926, S. 2 bis 3 (1½ Sp., Zahlenangb., 1 Lichtb.). *H., E.* 60503.

Flugzeuge. Udet-Kondor-Groß-Verkehrs-HD, Muster U 11, von H. Herrmann, Udet-Flugzeugbau, München, gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Gerade durchgehende Oberseite; Unterseite bis zur Einsteigtür parallel zum Boden, dann allmählich weiter nach vorne scharf hochgezogen. In abgerundeter Spitze Beobachtersitz, dahinter zwei nebeneinanderliegende Führersitze mit Doppelsteuerung; anschließend Fluggastraum mit sechs Sitzen, verschiebbaren Triplexglas-Fenstern, seitlicher Eingangstür und Notöffnung in der Decke; weiter nach hinten Wasch- und Gepäckraum. Rumpf ist ganz aus Duralumin hergestellt.

Triebwerk: An jeder Seite zwei luftgekühlte Sternmotoren mit Druckschraube, einzeln nebeneinander in stromlinig verkleideten Motorträgern unter dem Tragdeck aufgehängt. Brennstoff- und Öltanks im darüberliegenden Deck. Motoren können vom Führer einzeln durch Boschanlasser angelassen werden.

Tragdeck freitragend, zweiteilig. Gebaute Sperrholzholme, die besonders fest mit Rumpf verbunden sind; Sperrholzgitterrippen, Drahtseilinnenverspannung, Dural-Druckstreben, Stoffbespannung. Unausgeglichene Querruder.

Leitwerk: verstellbare Höhen- und Kielflosse, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder und unausgeglichenes Seitenruder; Höhenflosse in Holzbauart, Kielflosse und die Ruder aus Duralumin; das ganze Leitwerk stoffbespannt bis auf Kielflosse, die mit Duraluminblech bekleidet ist.

Fahrgestell: schwenkbare Dreieckschenkel aus Stahlrohr mit angeschweißten Achsstummeln an Rumpfunterkante angelenkt, gegen Tragdeckvorderholm durch



Strebe mit Gummifederung abgestützt. Räder zum Schutz der Druckschrauben mit Kotflügeln versehen.

Spannweite	22,00	m
Länge	15,50	m
Höhe	3,70	m
Spurweite	3,8	m
Kabine: Länge . . . . 3,9 m		
Breite . . . . 1,6 m		
Höhe . . . . 2,0 m		
Flügelschnitt	Göttingen 449	
Seitenverhältnis	1:7	
Flügelfläche	70,0	m²
davon Querruder	5,2	m²
Höhenflosse	6,4	m²
Höhenruder	2,7	m²
Kielflosse	3,5	m²
Seitenruder	2,0	m
Motor: Siemens Sh 12	4 × 100	PS
Leergewicht	3,00	t
Zuladung	1,50	t
also Fluggewicht	4,50	t
Flächenbelastung	64,5	kg/m²
Leistungsbelastung	10,7	kg/PS
Flächenleistung	6,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	165	km/h

— Ein neues deutsches Groß-Verkehrsflugzeug; AMF (Automobil-Motorrad-Flugwesen) 8, Nr. 3 vom 15. Febr. 1926, S. 60 bis 67 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenangb.); Luftfahrt **30**, Nr. 3 vom 5. Febr. 1926, S. 37 bis 38 (2½ Sp., 2 Lichtb., Zahlenangb.); JFW 8, Nr. 3 vom 4. Febr. 1926, S. 55 bis 59 (8 Sp., 1 Skizze, 3 Lichtb., Zahlenang.). *H.*, *E.* 60504.

Flugzeuge. Cranwell-Sport-HD, vgl. 60413.

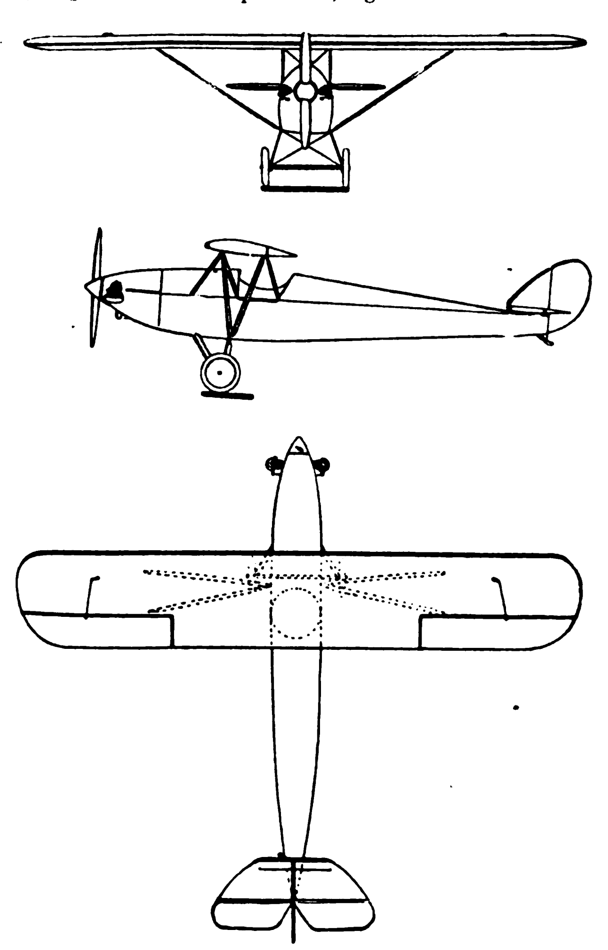


Abb. zu 60413. Cranwell-Sport-HD.

H. 60505.

Flugzeuge. Ansaldo-Beobachtungs-DD, Muster A. 115, s. Abbildung.

Rumpf in Holzbauart mit Stoffbespannung. Zwei Sitze, Führer vorne. 2 Vickers-MG mit Schußfeld durch Schraubenkreis, ein Lewis-MG mit Drehkranz auf Beobachtersitz, Funkgerät, Lichtbildgerät oder Bombenabwurfvorrichtung.

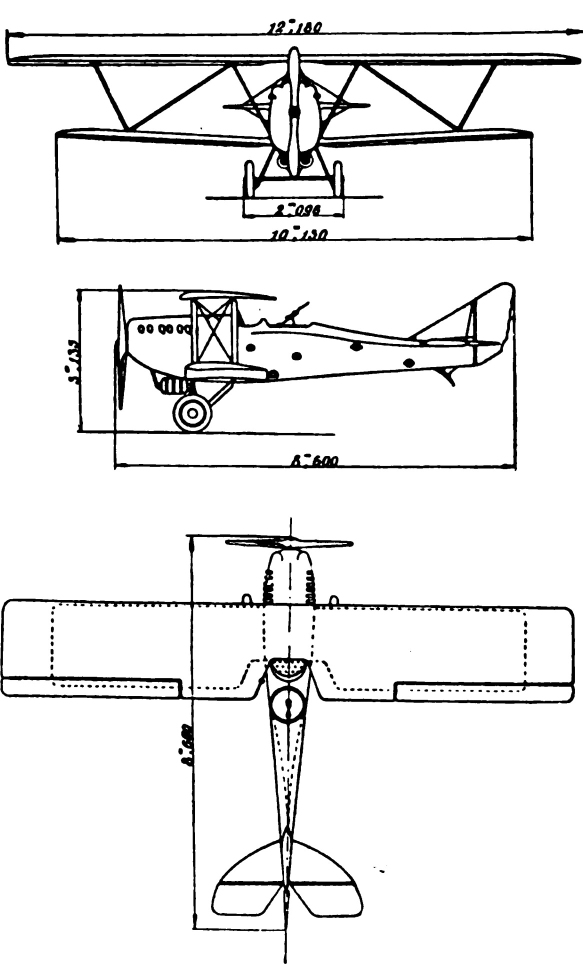


Abb. zu 60506. Ansaldo Beobachtungs-DD, A 115.

Triebwerk im Rumpfvorderteil auf Stahlrohrträgern.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich Rumpf angesetzt. Holzbauweise aus Spruce-Holmen und Sperrholzrippen mit Stoffbespannung; beiderseits des Rumpfes zwei schräge Stielpaare, die durch Diagonalstrebe miteinander verbunden. Querruder nur an Oberflügeln.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, deren Mitte gegen Rumpfunterkanten abgestützt.

Spannweite oben		12,20	m
» unten		10,10	m
Länge		8,60	m
Höhe		3,14	m
Flügelfläche		41	m²
Motor: Lorraine-Dietrich		400	PS
Leergewicht		1,167	t
Feste Ausrüstung	60 kg		
Waffen und Munition	52 kg		
Lose Ausrüstung	150 kg		
Verbrauchslast	285 kg		
Nutzlast	130 kg		
Freibleibende Last	50 kg		
daher Zuladung	727 kg	0,727	t
also Fluggewicht		1,894	t
Flächenbelastung		46,4	kg/m²
Leistungsbelastung		4,7	kg/PS
Flächenleistung		9,7	PS/m²

Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	220	km/h
Mindestgeschwindigkeit	84	km/h
steigt auf 1 km in	3,5	min
» » 2 km »	7,7	min
» » 3 km »	13,5	min
» » 4 km »	20	min
» » 5 km »	28	min
Gipfelhöhe	7	km
Flugdauer	3,5	h
Anlauf	200	m
Auslauf	200	m

— Le nouvel avion de reconnaissance Ansaldo type A. 115; L'Air 8, Nr. 150 vom 1. Febr. 1926, S. 23 bis 24 (1½ Sp., 3 Risse, Zahlenang.). *H., E.* 60506.

Flugzeuge. Lioré-Olivier-Groß-Bomben- oder -Verkehrs-DD, Muster 12 Bn 2 (Bomben), s. Abbildung, Lé O. 20 (Verkehr), 1924 von der Firma Lioré et Olivier, besonders als Nacht-Bombenflugzeug für das französische Heer gebaut. Aus Billigkeits- und Ersatzgründen möglichst viele Bauteile gleich ausgebildet.

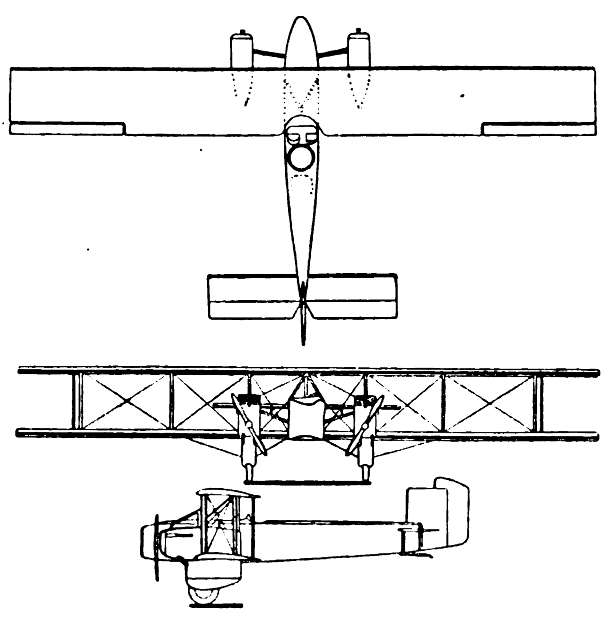


Abb. zu 60507. Lioré-Olivier-Groß-Bomben- oder Verkehrs-DD.

Rumpf vollkommen aus Leichtmetall, rechteckig, Ober- und Unterseite laufen ziemlich parallel, vorne abgerundet, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Beim Bomben-DD zwei nebeneinanderliegende Führersitze hinter Tragdeckhinterkante, zur besseren Sicht halbrund ausgeschnitten, unmittelbar dahinter Stand für MG-Schützen mit zwei verbundenen Gewehren auf Drehkranz. Ein zweiter MG-Stand mit Schußfeld nach hinten und unten im Rumpfinneren. Bei Verwendung als Verkehrsflugzeug kann Raum für 15 Fluggäste eingebaut werden.

Triebwerk: Zwei Motoren mit Zugschraube seitlich vom Rumpf in stromlinig verkleideten Trägern auf den Unterflügeln, mit Oberdeck durch Stiele, gegen Rumpf durch je eine V-Strebe abgestützt. Stirnkühler hinter den Motoren.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig; Unterdeck vierteilig. Alle vier Flügel haben gleiche Abmessungen und gleichen Flügelschnitt. Keine Pfeil- und V-Stellung. Oberdeck-Mittelteil, durch kurze Streben gegen Rumpf abgestützt, reicht bis zu den Motorträgerstielen; außerdem beiderseits zwei Stielpaare zwischen den Flügeln. Gerüst aus zwei Kastenholmen und gebauten Rippen aus Leichtmetall. Stoffbespannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, unausgeglichenes Höhenruder, verstellbare Kielflosse (auf Abbildung alte, feste Form), ausgeglichenes Seitenruder. Leichtmetallbau, stoffbespannt.

Fahrgestell: Zwei unabhängige, stromlinig verkleidete Träger mit je einem Rad unter den Motoren. Sie bestehen aus einem festen Teil und einem losen mit den Rädern, der an Gummizügen im festen Teil aufgehängt.

Spannweite	22,20	m
Länge	12,60	m
Höhe	4,26	m
Flügeltiefe	2,50	m
Flügelabstand	2,43	m
Flügelfläche	105	m²
Motor: Lorraine-Dietrich beim 12 Bn 2	2 × 400	PS
beim Lé O. 20	2 × 450	PS
Leergewicht	2,65	t
Zuladung	1,95	t
Also Fluggewicht	4,60	t
Flächenbelastung	43,7	kg/m²
Leistungsbelastung	5,8	kg/PS
Flächenleistung	7,6	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	204	km/h
Geschwindigkeit in 2,3 km Höhe	190	km/h
Steigt auf 2 km bei 1,6 t Zuladung in	9,3	min
Steigt auf 5,5 km bei 1,8 t Zuladung in	1	h

— *J. Serryer,* L'Avion Lioré et Olivier; Les Ailes **16**, Nr. 241 vom 28. Jan. 1925 (2½ Sp., 3 Risse, Zahlenang.). *H., E.* 60507.

Flugzeuge. A. N. E. C. III-Verkehrs-DD, von der Air Navigation and Engineering Co., Addlestone, für die Larkin Company in Australien gebaut.

Rumpf rechteckig, sehr lang, in senkrechte Schneide auslaufend. Zwischen den Tragdecks Fluggastraum mit sechs Sitzen in zwei Reihen nebeneinander, Einstieg an Backbord; dahinter Waschraum und von außen besonders zugänglicher Gepäckraum. Führersitz erhöht vor Vorderkante des Oberdecks, unter ihm Postraum. Vereinfachte Holzbauweise mit vielen vertauschbaren Teilen und Stoffbespannung.

Triebwerk im Vorderteil auf Stahlrohrträgern an besonders starkem Sperrholzschott. Tanks oberhalb des Fluggastraums wirken bei geringem Überdruck als Falltanks. Kühler schräg unter dem Motor liegend, kann mit Blenden abgedeckt werden.

Tragdecks in leichter V-Stellung, keine Pfeil-Stellung, nicht gestaffelt. Oberflügel beiderseits Rumpfoberkante angesetzt; Unterflügel kleiner, seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt; je zwei schräge Stielpaare, Drahtverspannung. Zwei I-Holme, Sperrholzrippen, Stoffbespannung. Ausgeglichene Querruder nur an Oberflügeln; Ausgleichflosse liegt in ganzer Länge vor der Drehachse, sie hat Ausschnitte für die Hinterenden der Rippen, die die Lager tragen.

Leitwerk: Gewöhnliche Höhenflosse mit unausgeglichenem zweiteiligen Ruder, kleine Kielflosse mit entlastetem Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung.

Spannweite	18,30	m
Länge	13,70	m
Flügeltiefe, oben	2,44	m
Flügelfläche	69	m²
davon Querruder	6,9	m²
Höhenflosse	3,5	m²
Höhenruder	2,8	m²
Kielflosse	0,6	m²
Seitenruder	1,2	m²
Motor: Rolls-Royce »Eagle IX«	360	PS



Leergewicht	1,58 t
Betriebslast	0,42 t
Nutzlast	0,55 t
also Fluggewicht	2,55 t
Flächenbelastung	37 kg/m²
Leistungsbelastung	7,1 kg/PS
Flächenleistung	5,2 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	170 km/h
Betriebsgeschwindigkeit in 0,9 km Höhe	145 km/h
Landegeschwindigkeit	79 km/h
Gipfelhöhe	4,4 km
Brennstoff	400 l
Schmieröl	45 l

— A new commercial Aeroplane for Australia; Flight 18, Nr. 6, vom 11. Februar 1926, S. 78 bis 80 (4 Sp., 3 Risse, 3 Lichtb., 5 Skizzen von Einzelheiten). *H., E.* 60508.

Flugzeuge. Sport-, Schul- und Geschäfts-DD, Muster Kl 1 Schwalbe, s. Abb. 1 bis 2, der Raab-Katzenstein-Flugzeugwerke G. m. b. H., Cassel.

Rumpf rechteckig, oben schwach gewölbt, aus Stahlrohren, stoffbespannt, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Zwei Sitze mit ausschaltbarer Doppelsteuerung, Führer hinten, Gast etwa im Schwerpunkt, so daß Schwerpunktlage mit und ohne Fluggast dieselbe.

Triebwerk mit Aluminiumblech bekleidet, auf besonderem Bock aus Stahlrohren, gegen übrigen Rumpf durch Brandschott abgeschlossen. Zwei Falltanks im Oberdeck, Ölbehälter hinter dem Schott.

Tragdecks freitragend, durchlaufend, leicht gestaffelt, Unterflügel mit geringerer Spannweite, gewöhnliche Bauart, zwei N-Stiele nahe den Enden. Zwei Kastenholme, Rippen besonderer Bauart, bis zum Hinterholm mit Sperrholz beplankt, sonst stoffbespannt. Mitte der Oberdeckhinterkante, zur besseren Sicht und zum leichteren Einsteigen für den Führer, halbrund ausgeschnitten; Oberdeckmitte mit Rumpf durch kurze Streben verbunden; unausgeglichene Querruder an allen Flügeln. Belastungsprobe ergab bei 14,5fachem Lastvielfachen Bruch, was mit Berechnung (Lastvielfaches 12) übereinstimmt.

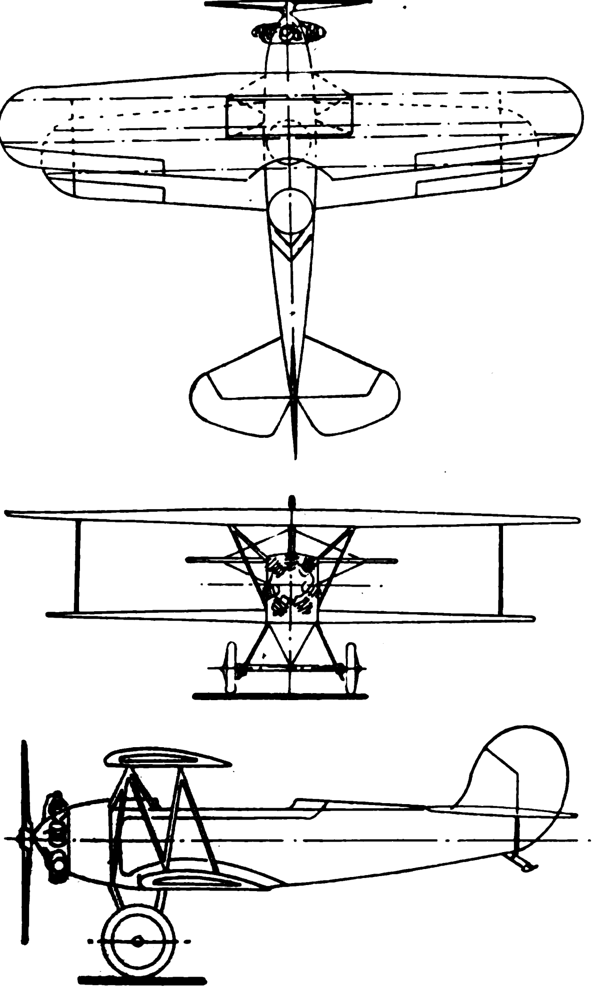
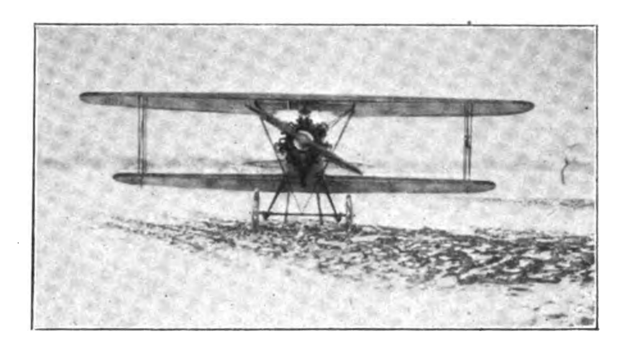


Abb. 1 zu 60509. Sport-, Schul- und Geschäfts-DD.



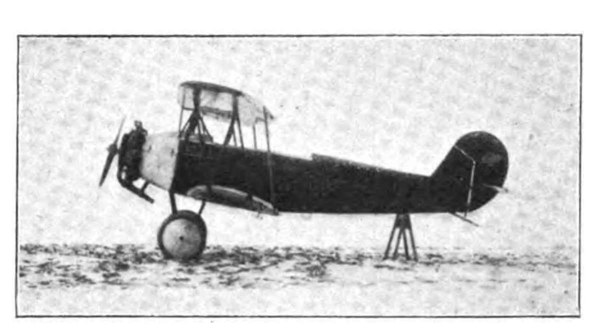


Abb. 2 zu 60509. Sport-, Schul- und Geschäfts-DD.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, ausgeglichene Höhenruder, ausgeglichenes Seitenruder, feste Kielflosse. Gerüst aus Duralumin, stoffbespannt.

Fahrgestell aus stromlinigen Rohren. Querversteifung durch V-Streben, durchlaufende Achse, in Mitte gegen Rumpfunterkante abgestützt. Abgefederter Sporn aus Duralrohr, Hilfssporn, der beim Bruch des Hauptspornes die starken Beanspruchungen des Rumpfes aufnehmen soll.

Spannweite oben	8,30 m
Spannweite unten	7,00 m
Länge	6,50 m
Höhe	2,60 m
Flügelfläche	18,7 m²
Motor: Siemens »Sh 11«	82 PS
Leergewicht	0,42 t
Zuladung	0,25 t
also Fluggewicht	0,67 t
Flächenbelastung	35,6 kg/m²
Leistungsbelastung	8,2 kg/PS
Flächenleistung	4,4 PS/m²
Brennstoffvorrat für 3,5 h	rd. 120 l

— Sonderbericht. *H., E.* 60509.

Flugzeuge. Swallow-Post-DD, von der Swallow Airplane Manufacturing Co., für Postlinie, als eine Sonderbauart des gewöhnlichen, bewährten Swallow-DD gebaut.

Rumpf rechteckig, mit gewölbter Oberseite, in senkrechte Schneide auslaufend. Ein weit hinten an rechter Seite liegender Führersitz, davor geschlossener Postraum.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, Motor mit 6 stehenden Zylindern, gut mit Aluminiumblech verkleidet. Brennstofftank im Oberdeck-Mittelteil, an dessen Vorderkante Kühler.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten angesetzt. Gewöhnliche Bauart, Stoffbespannung, ein Stielpaar nahe den Enden,

Drahtverspannung; Oberdeckmittelteil durch 6 kurze Streben mit Rumpf verbunden. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse.

Swallow	Post-DD	Gewöhnlicher DD	Maß
Spannweite oben	11,0	10,0	m
» unten	10,4	10,0	m
Länge	7,30	7,30	m
Höhe	2,64	2,60	m
Flügeltiefe	1,50	1,50	m
Einstellwinkel	2,5	—	Grad
V-Stellung oben	0,5	—	Grad
» unten	3,5	—	Grad
Flügelschnitt	Aeromarine 6 mod.	—	—
Flügelfläche	32,5	27,9	m²
Davon Querruder	3,9	3,3	m²
Höhenflosse	0,5	0,5	m²
Höhenruder	1,5	1,5	m²
Kielflosse	0,3	0,4	m²
Seitenruder	0,7	0,6	m²
Motor: Curtiss	K 6	OX 5 oder OXX 6	—
Leergewicht m. Wasser	0,68	0,59	t
Zuladung	0,54	0,41	t
also Fluggewicht	1,22	1,00	t
Flächenbelastung	37,6	35,9	kg/m²
Höchstgeschwindigkeit	190	150	km/h
Landegeschwindigkeit	32	40	km/h
Flugdauer	5	4	h
Anlaufstrecke	45	150	m
Brennstoffvorrat	220	140	l

— The New Swallow Mail Plane; Aviation **20**, Nr. 2 vom 11. Jan. 1926, S. 55 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.).
H., E. 60510.

Flugzeuge. Handley-Page-Verkehrs-DD, Muster W. 10, Allgemeiner Aufbau wie bei W. 8 (vgl. 52407).

Triebwerk auf Metallträger, zwei Napier-»Lion«-Motoren von je 450 PS an Stelle der beiden Rolls-Royce-»Eagle IX« von 360 PS.

Leitwerk abgeändert; Seitenruder nicht durch eine Ecke, sondern durch Rückverlegung der Ruderachse ausgeglichen.

Querruder mit Differentialsteuerung durch große Seilrollen mit kreisförmiger oder spiraliger Rille; die Züge sind vom Steuerknüppel zu den Rudern derart geführt, daß jeweils das zum aufwärtsbewegten Querruder laufende Seil über die Spiralrolle läuft und so dessen Verstellweg und Wirkung kleiner wird als am anderen Querruder, dessen Zug über Kreisrolle läuft.

Kabineneinrichtung wie bei W. 8.

(Angaben über Gewichte fehlen.)

— The Handley Page; The Aeroplane **30**, Nr. 7, vom 17. Febr. 1926, S. 178 bis 180 (2 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizzen).
H., E. 60511.

Flugzeuge. Buhl-Verville-DD, Muster CW-3, für verschiedene Zwecke verwendbar, von Verville entworfen und von der Buhl-Verville Aircraft Company in Detroit, Mich., gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, aus geschweißten Stahlrohren mit Stoffbespannung ohne irgendwelche Drahtverspannung. Zwei hintereinanderliegende Sitze, Führer hinten, Vordersitz zweiplätzig mit kleiner Einsteigtür an Backbord; bei Verwendung als Frachtflugzeug kann Vordersitz in Laderaum umgewandelt werden.

Triebwerk mit Metall-Zugschraube im sehr sauber mit Aluminiumblech verkleideten Vorderteil, leicht auswechselbar.

Tragdecks durchlaufend, dreiteilig, haben gleiche Abmessungen; Ober- und Unterflügel austauschbar, Oberdeckmittelteil durch sechs Streben mit Rumpfseitenkanten, durch zwei mit Rumpfmitte verbunden, seitlich Rumpfunterkanten kurze Flügelstutzen. Die Flügel sind mit Bolzen und Gelenken am Mittelteil und Stutzen befestigt und können nach hinten geklappt werden. N-Stielpaar an den Enden, Drahtverspannung und Stoffbespannung. Unausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: Einstellbare Höhen- und Kielflosse; zweiteiliges unausgeglichenes Höhenruder, dessen Hälften miteinander und mit dem Seitenruder austauschbar

Fahrgestell: V-förmig, ohne durchlaufende Achse, gegen Rumpfmitte durch zwei Streben abgekürzt, Öl- und Gummistoßdämpfer in senkrechter V-Strebe.

Buhl-Verville-DD	Curtiss OX 5	Wright-»Whirlwind«	Maß
Spannweite	10,70	10,70	m
Länge	7,60	7,60	m
Höhe	4,10	4,10	m
Flügelfläche	28	28	m²
davon Querruder	2,7	2,7	m²
Höhenflosse	2,0	2,0	m²
Höhenruder	0,6	0,6	m²
Kielflosse	0,5	0,5	m²
Seitenruder	0,6	0,6	m²
Motorleistung	90	200	PS
Leergewicht	0,63	0,65	t
Zuladung	0,24	0,40	t
also Fluggewicht	0,97	1,05	t
Flächenbelastung	34,8	37,5	kg/m²
Leistungsbelastung	10,8	5,3	kg/PS
Flächenleistung	3,2	7,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	153	214	km/h
Mindestgeschwindigkeit	64	72	km/h
Steigfähigkeit in Bodennähe	—	4,6	m/s
Flugdauer	5	3,5	h

— The Buhl-Verville CW-3; Aviation **20**, Nr. 4 vom 25. Jan. 1926, S. 111 bis 112 (4 Sp., 3 Lichtb., Zahlenangaben.
H., E. 60512.

Flugzeuge. Heinkel-Schul-DD, Muster H. D. 35, als Anfänger-Schulflugzeug gedacht, aus den Sportflugzeugen H. D. 21, 29 und 32 entwickelt.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, in Sperrholzbauart mit vier durchlaufenden Längsholmen und Holzspanten. Drei Sitze hintereinander, Führer hinten, Schüler in der Mitte, dritter Sitz, der abdeckbar, unter Spannturm; vom Führersitz ausrückbare Doppelsteuerung, die auch leicht ausgebaut werden kann.

Triebwerk im Vorderteil, nach Lösen von vier Bolzen als ganzes ausbaubar, zwei Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks in leichter V- und Pfeilstellung, gestaffelt, so, daß Hinterholm des Oberdecks senkrecht über Vorderholm des Unterdecks liegt, gleicher Flügelschnitt für ganzen Flügel und beide Decks. Holzbauart mit Stoffbespannung, nicht innenverspannt, dagegen zur Aufnahme von Schubspannungen auf Unterseite zwischen Vorder- und Hinterholm sperrholzbeplankt N-Stiel an den Enden. Oberdeckmitte durch zwei Böcke mit Rumpfoberkanten verbunden. Unterflügel seitlich Rumpfunterkante angesetzt

Leitwerk: Große Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder, verstellbare Höhenflosse aus Stahlrohr, zweiteiliges, ausgeglichenes Höhenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, deren Mitte durch zwei Streben gegen Rumpfunterkanten abgestützt.

Spannweite	11,0	m
Länge	7,4	m
Höhe	3,1	m
Motor: Mercedes D II	120	PS

Leergewicht	0,65	t
Zuladung	0,30	t
also Fluggewicht	0,95	t.

— Der neue Heinkel H. D. 35-Schuldoppeldecker; IFW 8, Nr. 4 vom 18. Februar 1926, S. 80 bis 82 (3 Sp., 3 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60513.

Flugzeuge. Caproni-Kampf-DD, Muster Ca 70, besonders zum Angriff auf Infanterie- und andere bewegliche Bodenziele gedacht.

Rumpf bootsähnlich, rechteckig, mit abgerundeter Nase und scharfer senkrechter Schneide am Hinterende. Führersitz unter Tragdeckvorderkante, Beobachter ziemlich weit hinten in Sitz, der mit zwei Maschinengewehren ausgerüstet ist, eins in Maschinengewehrring mit Schußfeld nach oben und eins im Boden eingebaut mit Schußfeld nach hinten und unten, im Führersitz ist ein Maschinengewehr mit Schußfeld nach vorne und eins mit Schußfeld nach vorn unten eingebaut. Gegen Angriffe von unten ist der Rumpf teilweise stahlgepanzert.

Triebwerk mit Zugschraube in zum Motorträger ausgebautem Mittelteil des Oberdecks.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel geringerer Abmessung seitlich Rumpfoberkanten angesetzt; keine Pfeil- oder V-Stellung und Staffelung. Oberdeckmittelteil mit Motorgondel durch schräge N-Stiele gegen Unterflügel und durch zwei weitere Streben nach vorne gegen Rumpfseitenkanten abgestützt; vom Angriffspunkt der N-Stiele an den Unterflügeln geht ein schräg nach außen gestelltes, ausgekreuztes Stielpaar zu den Außenenden der Oberflügel. Ausgeglichene Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk: Große dreieckige Kielflosse auf Rumpfoberseite aufgesetzt, unausgeglichenes Seitenruder, Höhenflosse liegt in halber Höhe der Kielflosse, ist durch Strebe gegen Rumpfunterkante abgefangen; zweiteiliges unausgeglichenes Höhenruder.

Fahrgestell: Vom Angriffspunkt der Stiele am Unterflügel läuft Doppelstrebe mit Federung schräg nach vorne zur Außenseite der Radachse, einer gebogenen Strebe, die gelenkig an Rumpfunterkante gelagert ist; von hier läuft eine dritte Strebe zum Stielknotenpunkt am Vorderholm des Unterflügels zurück, eine vierte geht vom Rad zum hinteren Angriffspunkt des N-Stiels am Unterflügel.

Spannweite oben	14,0	m
» unten	8,0	m
Flügeltiefe	2,5	m
Flügelfläche	55	m²
Motor: Bristol-»Jupiter«	400	PS
Leergewicht	1,31	t
Zuladung	0,82	t
also Fluggewicht	2,13	t
Flächenbelastung	38,7	kg/m²
Leistungsbelastung	5,4	kg/PS
Flächenleistung	7,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h
Mindestgeschwindigkeit	90	km/h
Lastvielfaches	10	

— The Caproni Ca 70 Biplane; Flight 18, Nr. 895 vom 18. Februar 1926, S. 95 bis 96 (2½ Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60514.

Luftfahrt. Die Betriebsicherheit mehrmotoriger Flugzeuge hängt davon ab, ob das Flugzeug flugfähig bleibt, wenn einige Motoren ausfallen.

Erfahrungen der amerikanischen Luftpost zeigen, daß bei einmotorigen Flugzeugen etwa auf 70 Flüge von je 300 km Strecke eine Notlandung kommt. Die Häufigkeit der Notlandungen fällt bei mehrmotorigen Flugzeugen exponentiell mit der Motorenzahl, wenn sie mit nur einem fliegen können; sie wächst etwa um die Hälfte, ein Drittel, wenn bei 2-, 3- oder mehrmotorigen Flugzeugen alle Motoren gebraucht werden. Die Betriebsicherheit in den Fällen, in denen dreimotorige Flugzeuge mit zwei und viermotorige mit drei oder zwei Motoren fliegen können, ändert sich entsprechend. (Vgl. Rohrbachs Berechnungen, Beiheft der ZFM Nr. 4; Luru 20/05.02 in ZFM 1920. D. Ber.)

Anzahl der Motoren	Davon zum Fliegen nötig	Wahrscheinlich eine Notlandung auf . . . Flüge
1	1	70
2	1	4 900
2	2	35
3	1	343 000
3	2	1 649
3	3	24
4	1	24 010 000
4	2	115 400
4	3	1 242
4	4	18

Mehrmotorige Flugzeuge sind also praktisch unbedingt betriebsicher, wenn es gleichgültig ist, welche Motoren ausfallen können, vor allem, wenn sie mit nur einem Motor fliegen können.

— *Harry G. Smith*, Multi-Engine Airplanes and Forced Landings; Aviation 20, Nr. 3, vom 18. Januar 1926, S. 78 (2 Sp.). *H. E.* 60515.

Luftfahrt. Die Wirtschaftlichkeit mehrmotoriger Flugzeuge ist abhängig von der Unterteilung des Triebwerks. Da diese Flugzeuge beim Ausfall eines Motors noch flugfähig bleiben sollen, müssen die andern zusammen eine entsprechende Leistung ergeben, das heißt, ein zweimotoriges Flugzeug erfordert für jeden Motor die volle, ein dreimotoriges die halbe Mindestleistung.

Da also das dreimotorige Flugzeug mit geringerer Gesamtleistung beim Ausfall eines Motors praktisch betriebssicher ist (vgl. 60515), so dürfte es neben dem einmotorigen für sicheren, wirtschaftlichen Luftverkehr in erster Linie in Frage kommen.

— Multi-Engine Airplanes Again; Aviation 20, Nr. 3, vom 18. Januar 1926, S. 77 (1 Sp.). *H., E.* 60516.

Meßgeräte. Leistungsüberschuß fliegender Vögel wurde gemessen auf Grund eines Verfahrens von Houssay und Magnan zur Geschwindigkeitsbestimmung: am fliegenden Vogel wird ein Faden befestigt, der sich von einer kugelgelagerten Rolle abwickelt. Jede Umdrehung wird auf einem bewegten berußten Band mit Fünftelsekunden-Markierung aufgezeichnet.

Eine kleinere hölzerne, mit der ersten gleichachsige Rolle kann federnd gebremst werden durch gefederte Stahlbacken, deren unterer einen Hebel mit Federwage trägt; so läßt sich nach dem Abfliegen des Vogels und Einschlagen der Bremse das Drehmoment, also die Zugkraft des Fadens und der Leistungsüberschuß messen.

Versuche mit Tauben von rund 0,5 kg Gewicht bei 5,76 bis 12,16 m/s Geschwindigkeit ergaben eine mit zunehmender Schnelle stark abfallende Zugkraft, 0,225 bis 0,030 kg, und Leistung, 1,29 bis 0,36 kgm/s (nicht kgm, wie in der Zahlentafel angegeben! D. Ber.). Die auf das Vogelgewicht bezogene Leistung sinkt von 2,63 auf 0,73 m/s, beträgt also höchstens $^1/_{30}$ PS/kg. Auf ein 2 t schweres Flugzeug bezogen, entspräche das 69 PS. Die Werte stellen jedoch eine untere Grenze dar, da der Vogel durch den Fadenzug behindert wird.

— *E. Huguenard*, *A. Magnan* und *A. Planiol*, Recherche sur l'excédent de puissance des oiseaux en vol; Comptes Rendus de L'Académie des Sciences 177, Sitzung vom 19. Nov. 1923, S. 1009 bis 1012 (3 S., 2 Lichtb. der Versuchsanordnung und der Aufzeichnung, 1 Schaub. und 1 Zahlentaf. d. Versuchsergebnisse). *E.* 60517.



Motorbau. Flugmotorenbau in Amerika. Statt sogenannte Fabrik-Geheimnisse zu wahren, pflegt man in Amerika der Allgemeinheit einen genauen Einblick in die Einzelheiten eines Motors zu geben und so seine Vorzüge gegenüber der Konkurrenzware zu zeigen; dies zeitigt lebhafteren Gedankenaustausch und damit viel raschere Entwicklung als in anderen Ländern, in denen genaue Zahlen über Einzelheiten nicht zu bekommen sind.

Wassergekühlte Motoren werden gebaut von 420 bis 800 PS, und zwar folgende sechs: Liberty, Packard 1500, Packard 2500, Curtiss D. 12, Curtiss V. 1400 und Wright Tornado T. 3. Alle mit Ausnahme des Curtiss D. 12 mit 12 Zylindern in 60°-V-Stellung.

An der Zylinderbauart des Packard (vgl. 51526) fällt auf, daß auf dem Stahlkopf rund um die Ventilsitze je vier Pratzen liegen, auf die eine Stahlplatte aufgeschweißt ist, die Ventil-Führung und Lager für die Nockenwelle trägt. Je zwei nebeneinanderliegende Zylinder haben gemeinsamen Auslaß, die Zylinder 2—3 und 4—5 gemeinsamen Einlaß. Baulänge dadurch sehr kurz. Besondere Ölkühlung der Auspuffventile.

Beim Curtiss V. 1400, dem leichtesten wassergekühlten Motor Amerikas, wird der Aluminium-Zylinderkopf auf einen Stahlzylinder aufgeschraubt. Der Motor, entworfen für 500 PS bei 2100 U/min und 300 kg Trockengewicht, leistete bei hoher Verdichtung und besonderem Brennstoff, wie er beim Schneider- und Pulitzer-Rennen gebraucht wurde, 620 PS bei gleichem Gewicht.

Der Tornado T. 3 hat ähnliche Zylinderbauart, doch ist der Kopf dachförmig ausgebildet, was größere Steiffigkeit ergibt, aber besondere Bearbeitungsmaschinen erfordert.

An allen Motoren Lagerdrücke und Reibungszahl sehr hoch; daher stark verrippte Lager mit Duralumindeckeln und Stahlbacken.

Kühlung bei einem Ölverbrauch von etwa 0,014 kg/PSh und rd. 70 bis 120 at Öldruck augenblicklich ausreichend.

Die meisten Kolben haben parallel und senkrecht zum Bolzen laufende Rippen wie der Hispano-Suiza; die des Curtiss: Radial-Rippen und eine Kreisrippe. Beim luftgekühlten Liberty, der aus dem wassergekühlten versuchsweise entwickelt wurde (vgl. 60418) hat man in dem Bestreben, möglichst wenig zu ändern, den Bolzen in den Kolbenboden verlegt, mit dem Erfolg, daß, da Lagerfläche sehr groß, der Kolben besser gekühlt ist als irgendein anderer in einem luft- oder wassergekühlten Motor. Die Kolben sind meist aus dem »Y«-Leichtmetall des N. P. L. (National Physical Laboratory).

Einige der Motoren können mit hängenden Zylindern laufen, so der luft- und wassergekühlte Liberty-Motor.

Luftgekühlte Motoren. Der Wright »Whirlwind« ist der einzige durchgebildete amerikanische luftgekühlte Motor großer Leistung. Einige größere Ausführungen sind im Versuch.

Bis jetzt sind 600 Stück dieses Musters gebaut worden, die allgemein bei Verkehrsflugzeugen verwendet werden. Die Erfahrungen befriedigen so, daß das Luftamt der amerikanischen Marine bei Leistungen bis 300 PS luftgekühlte Motoren vorschreibt, trotz der guten Hispano-Suiza-Motoren, die bisher in Gebrauch waren.

Zylinder aus Aluminium, auf einen dünnen Stahlmantel, der als Lauffläche dient, heiß aufgeschraubt. Hierbei werden Zylinderköpfe niedrig, und es ist möglich, die Ventile in einem Winkel zur Achse einzusetzen.

Magnete liegen vor den Zylindern; bei größeren Ausführungen wurden sie dahinter aufgestellt, was aber nur geringen Vorteil bot; gut verkleidet, brauchen sie die sorgfältige stromlinige Ausbildung der Nase nicht zu stören.

Einer der hauptsächlichsten Fortschritte ist an den Auslaßventilen gemacht worden. Bei Versuchen lief ein Einzylindermotor mit 48 PS nicht länger als 25 h; Auslaßventil war am Übergang zwischen Stiel und Teller rotgelaufen und dann an dieser Stelle gebrochen, ebenso war die Führung ausgebrannt. Ein hohles Ventil aus hartem Wolframstahl mit einer Mischung aus Kali- und Natriumsalpeter gefüllt, das in Wolframstahlführung lief, war bedeutend besser gekühlt.

Ein luftgekühlter, gußeiserner Zylinder mit 114 mm Bohrung, 9,9 at mittlerem Kolbendruck und 1800 U/min Drehzahl ergab Austrittstemperaturen von 400°, doch war das salzgekühlte Ventil nur wenig in der Mitte des Tellers gerötet; später wurden die Kühlrippen entfernt und der Zylinder wassergekühlt, wobei sich keine Leistungsänderungen ergaben und die Ventile nur wenig besser gekühlt waren.

Auf dem Gebiete der Vorverdichtung wird viel gearbeitet. Die General-Electric Co. hat einen Gebläseverdichter, ähnlich der Rateau-Abgasturbine, ausgebildet, der seitlich vom Motor eingebaut wird, er soll bei Motoren von 400 bis 500 PS in 6 km Höhe noch volle Leistung ergeben; bei Überdrehzahl konnte in 9 km Höhe noch Bodendruck gehalten werden.

Drei große luftgekühlte Sternmotoren sind eben im Versuchsstadium.

1. Wright Simoon mit 350 PS,
2. Curtiss R. 1454 mit 400 PS,
3. Wright Cyclone mit 425 PS.

Als Kleinmotor ist der Wright-Morhous, vgl. 60212, zu nennen; er ist mehr mit Rücksicht auf geringe Kosten als auf Höchstleistung gebaut.

Motor	Kühlung	Leistung	Drehzahl	Einheitsgewicht mit Kühlwasser	Einheitstrockengewicht	Zylinder- zahl	Zylinder- anordnung
—	—	PS	U/min	kg/PS	kg/PS	—	—
Liberty	Wasser	420	—	1,22	0,99	12	V
Packard 1500	Wasser	510	2100	0,93	0,66	12	60° V
Packard 2500	Wasser	800	2000	0,93	0,66	12	60° V
Curtiss D. 12	Wasser	400	1850	—	1,06	12	60° V
Curtiss V. 1400	Wasser	500	2100	0,87	0,6	12	60° V
Curtiss V. 1400 Schneider-Pokal-Motor	Wasser	620	—	—	0,48	12	60° V
Wright Tornado T. 3	Wasser	—	—	—	—	12	60° V
Liberty	Luft	420	1800	—	1,04	—	V
Wright Whirlwind	Luft	200	2000	—	1,07	9	Stern
Wright Simoon	Luft	350	—	—	—	9	Stern
Curtiss R. 1454	Luft	400	—	—	—	9	Stern
Wright Cyclone	Luft	425	—	—	—	9	Stern
Wright-Morehouse	Luft	30	2500	—	1,37	2	Gegenüberliegend

— Modern American Engine development; The Aeroplane **30**, Nr. 6 vom 10. Febr. 1926, S. 154 bis 155 (3½ Sp.). *H.*, *E.* 60518.

Motoren. Wassergekühlter A. D. C.-Nimbus-Motor von 340 PS der A. D. C. Aircraft Ltd., als Verbesserung des von der gleichen Gesellschaft und dem gleichen Konstrukteur, Halford, gebauten Puma-Motors. Im Äußeren unterscheidet sich der neue Motor auch wenig von seinem Vorläufer; einige Teile der beiden Motoren sind sogar miteinander austauschbar, gleiche Motorträger sind verwendbar.

Zylinder mit geschlossenem Kopf aus Stahl, je drei von einem gemeinsamen Kühlmantel aus Leichtmetall umschlossen; die so entstehenden zwei Zylinderblöcke sind durch je ein besonders Kopfstück, ebenfalls aus Leichtmetall, abgeschlossen, das mit den Kühlmänteln und mit dem andern fest verschraubt ist; in ihm liegen die Ventile. Verbindung mit den Ventilöffnungen im Zylinderkopf dadurch, daß die Ventilsitze mit besonderen Werkzeugen von unten in das Kopfstück eingeschraubt werden.

Jeder Zylinder hat ein Einlaß- und zwei kleinere Auslaßventile, die senkrecht angeordnet sind. Gemeinsame



Gemischzuführung für eine Zylindergruppe durch einen Stutzen am Kopfstück; Auspuff für jeden Zylinder gesondert. Für jede Gruppe ein Vergaser, zwei Zündmagnete, zwei gegenüberliegende Kerzen an jedem Zylinder. Ventile sorgfältig verkleidet, durch Nockenwelle mit Zahnradantrieb betätigt.

Bohrung	152	mm
Hub	190	mm
Zylinderzahl	6	
Verdichtungsverhältnis	5,4	
Gebrauchsleistung	305	PS
bei Drehzahl	1450	U/min
Höchstleistung	335	PS
bei Drehzahl	1600	U/min
Einheitsbrennstoffverbrauch	2,95	l/PSh
Einheitsölverbrauch	0,85	l/PSh
Trockengewicht	320	kg

— The 340 H. P. A. D. C.-Nimbus Engine; The Aeroplane **30**, Nr. 7, vom 17. Februar 1926, S. 174 bis 178 (6 Sp., 4 Lichtb., 1 Skizze, 1. Schaub.). *H., E.* 60519.

Motoren. Luftgekühlter Super-Rhône-Sternmotor, in Lizenz von Tips and Smith, Inc., gebaut.

Aluminiumgehäuse, in seinem Hinterende gemeinsame Gasgemischkammer, an die unten der Vergaser angeschlossen ist, und von der aus Abzweigungen zu jedem Zylinder laufen. Befestigung auf Motorträger durch zwei wagerechte, seitlich angegossene, lange Arme, passend für Böcke von Reihenmotoren. Auf das Hinterende sind Magnete und Pumpen aufgesetzt; Antrieb durch Zahnräder, die auf Wellenhinterende aufgezogen sind.

Kurbelgehäuse wird durch einströmende Frischluft gekühlt.

Bohrung	105 mm
Hub	140 mm
Hubinhalt	1050 cm³
Verdichtungsverhältnis	5,2
Zylinderanzahl	9
Leistung	120 PS
Drehzahl	1400 U/min
Gewicht	160 kg
Brennstoffverbrauch	25 bis 40 l/h
Ölverbrauch	1,7 bis 3,8 l/h

— The Super-Rhone Engine; Aviation **20**, Nr. 4 vom 25. Januar 1926, S. 113 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60520.

Motoren. Hispano-Suiza-450-PS, Muster 12 G. B., wassergekühlt.

Höchstleistung	500	PS
Gebrauchsleistung	450	PS
Drehzahl	1800	U/min
Zylinderzahl	12	
Zylinderanordnung	60°	W
Bohrung	140	mm
Hub	150	mm
Hubraum	27,8	l
Verdichtungsverhältnis	5,3	
Trockengewicht mit Schraubennabe	380	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,23	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,006	kg/PSh
Anzahl der Magnete	2	
Anzahl der Vergaser	3	
Kühlwasser in Kühlmänteln	36	l
» im Kühler	40	l
Anlasser-Letombe	10	kg

— Moteurs Hispano-Suiza; L'Aéronautique **8**, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 61 (1 Sp., Zahlenang.). *H., E.* 60521.

Motoren. Hispano-Suiza-450-PS, Muster 12 H. B., wassergekühlt.

Höchstleistung	500	PS
Gebrauchsleistung	450	PS
Drehzahl	1800	U/min
Zylinderzahl	12	
Zylinderanordnung	60°	V
Bohrung	140	mm
Hub	150	mm
Hubraum	27,8	l
Verdichtungsverhältnis	5,3	
Mittlere Kolbengeschwindigkeit	9	m/s
Trockengewicht mit Schraubennabe	405	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,23	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,1	kg/PSh
Anzahl der Magnete	2	
Anzahl der Vergaser	6	
Kühlwasser in Kühlmänteln	36	l
» im Kühler	40	l
Anlasser Letombe	10	kg

— Moteurs Hispano-Suiza; L'Aéronautique **80**, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 60 (1 Sp., Zahlenang.). *H., E.* 60522.

Motoren. 420-PS-Renault, Sieger im französischen Dauerwettbewerb für Flugmotoren 1925.

Zylinder mit aufgeschweißten Kühlmänteln für Wasserkühlung in V-Stellung.

Kurbelwelle mit 6 Kurbeln, 7 Gleitlagern und einem mittleren längeren Lager.

Ventile: 2 Ein- und Auslaßventile, durch Nockenwelle gesteuert, die auf 3, von den Zylindern unabhängigen Lagern gelagert ist.

Schmierung durch 4 Zahnradölpumpen; Ölreinigung.

Zündung durch zwei Magnete mit je 12 Anschlüssen.

Vergaser: 4 Zenith-Vergaser.

Brennstoffversorgung durch zwei A.M.-Pumpen.

Anlasser: Letombe.

Bohrung	134 mm
Hub	180 mm
Zylinderzahl	in V-Stellung 12
Leistung	420 PS
Drehzahl	1550 U/min

— Le moteur Renault 420 C.V.; L'Air **8**, Nr. 150 vom 1. Febr. 1926, S. 13 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60523.

Motorschmierung. Skinner-Ölreiniger für Kraftwagenmotoren, von der Mastercrafts Corporation, Brattlebore, Vermont, U.S.A; das zur Kolbenschmierung verwendete, verunreinigte Öl wird aus einer Nut am Zylinder abgesaugt und durch einen von Auspuffgasen geheizten Behälter geleitet; hier werden die leichter siedenden Bestandteile abdestilliert und das zurückbleibende Schmieröl in einem Behälter gesammelt, dessen Verschluß zum Kurbelgehäuse durch Schwimmer betätigt wird.

— Skinner-Ölreiniger und Luburator; Auto-Technik **15**, Nr. 3, vom 7. Februar 1926, S. 15 (1 Sp., 1 Schnittdarstellung). *H., E.* 60524.

Motorschmierung. Die Schmierung von Gleitlagern hängt von dem Zustand der dünnen Ölhaut zwischen Lager und Welle ab. Man kann sich ein Lager als eine Pumpe vorstellen, bei der das Öl durch einen Kanal mit

wechselndem Querschnitt hindurchgepreßt wird, abhängig vom Ölhaut- und Ölförderdruck; der erzeugte Druck muß imstande sein die Welle zu tragen. Da es sich um ganz dünne Ölschichten handelt, entspricht die Strömung dem Poiseuilleschen Gesetz für zähe Flüssigkeiten.

Schaubilder der Versuchsergebnisse: für Kurven gleichen Förderdrucks, Pumpenleistung der Welle abhängig von Zähigkeit mal Drehzahl durch Lagerbelastung. Dabei zeigte sich starkes Ansteigen der Leistung bei großer Belastung, dagegen Abfall bei Entlastung, da dann Welle sich der Mittellage nähert und der Ölstrom wächst. Durch die Annahme, daß Pumpleistung verhältig dem Ölförderdruck wächst, läßt sich Leistung für Förderdruck Null extrapolieren.

Die Reibungswärme an jeder Stelle der Ölhaut ist dem Quadrat des Geschwindigkeitsgefälles verhältig. Die Wärme steigt jedoch für große Wellenexzentrizität nicht so schnell wie das Geschwindigkeitsquadrat.

Im allgemeinen hat das Anwachsen der Drehzahl zur Folge, daß die Wärmeerzeugung mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst, während die Pumpleistung des Lagers sinkt. Angenommen ist hierbei, daß die ganze Reibungswärme vom Öl aufgenommen wird, sonst versagen die Lager, wenn nicht für metallische Wärmeabfuhr gesorgt wird.

— *D. P. Banhard*, Zur Schmierung von Gleitlagern; nach Journal of the Society of Automotive Engineers übersetzt in Der Motorwagen **19**, Nr. 4, vom 10. Februar 1926, S. 84 bis 88 (9 Sp., 8 Schaub., 1 Skizze, 2 Zahltaf.).

H., *E.* 60525.

Segelflug. Das Segeln großer Vögel wurde in Afrika seit 1920 untersucht. In die Nähe segelnder Geier wurden mit Fesselballonen elektrische Fernschreibgeräte für die Luftenergie (Genauigkeit: Temperatur 0,02° C, Druck 0,1 mm), Windgeschwindigkeit, -richtung und -schwankungen verbracht. Ergebnis: Die Vögel benutzten stets thermischen Aufwind; die Gleitzahl der Geier war etwa 1 : 18.

Albatrosse wurden in der Südsee, bei Süd-Georgia, mit aufzeichnenden Windgeräten, die auf Schwimmern saßen, vermessen und mit Reihenbildnern aufgenommen, deren Uhrwerkantrieb die Eigengeschwindigkeit zu 22 m/s ergab. Aufwind war nicht erforderlich; die Vögel setzten die Windzunahme mit der Höhe, die von der Reibung auf dem Wasser herrührt, durch schräges Kreisen aus. Ergebnis: Dazu sind mindestens 5 m/s Windstärke über dem Wasser erforderlich und nur schnelle Vögel geeignet; je stärker der Wind, desto höher muß die obere Umkehr in den Wind liegen; diese Flugart ist die wirtschaftlichst mögliche; Überlegungen und Beobachtungen stimmten darin überein (vgl. Luru 22/41.16, 41210 und 50615).

— *P. Idrac*, Experimental Study of the »Soaring« of Albatrosses; Nature **115**, Nr. 2893 vom 2. April 1925, S. 532 (1 Sp.). *E.* 60526.

Strömung. Der Einfluß der Bodennähe wurde in Joukowsky's Strömungsversuchsanstalt in der Technischen Hochschule in Moskau untersucht an zwei Flügelschnitten, A.N.T.-1 und A.N.T.-2, die A.N. Tupolef angegeben hatte. Dabei wurde die Bodenwirkung nicht durch gleichmäßige Messung eines spiegelbildlichen Flügels, sondern durch ein aufgerauhtes Brett hervorgebracht.

Versuchsreihen mit 4 verschiedenen Bodenabständen:

1. unendlich (ohne Boden);
2. gleich der Flügeltiefe (300 mm);
3. gleich der halben Flügeltiefe;
4. gleich 1/3 Flügeltiefe.

Anstellwinkelbereich 6° bis 24°.

Versuchsergebnisse: Der Einfluß der Bodennähe ist größer für dünne Profile, entspricht vermutlich dem Kehrwert der verhältnismäßigen Profildicke; er ist, was auch mit der Rechnung übereinstimmt, dem Kehrwert des Bodenabstandes verhältig. Er wird nur bei Anstellwinkeln über 10° merkbar und steigt mit dem Anstellwinkel. Die Auftriebserhöhung beträgt beim Höchstanstellwinkel von etwa 16° für das dünne Profil rd. 14 vH, für das dicke die Hälfte; demnach wird die Landegeschwindigkeit für dünne Profile um rd. 7, für dicke um rd. 3 vH vermindert.

Praktische Folgerung: Tiefdeckerbauart bietet für die Verringerung der Landegeschwindigkeit keine Vorteile, erfordert aber strömungstechnisch hochwertige Rümpfe, ist daher im Gebrauch dem Hochdecker unterlegen.

— *B. Jurief*, Einfluß der Bodennähe auf die aerodynamischen Eigenschaften von Tragflügeln; Westnik Wosoluschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **2**, Nr. 1 vom Januar 1923, S. 43 bis 44 (2 Sp., 2 Profilskizz., 2 Polaren).

Sy., *E.* 60527.

Strömung. Spaltreibungsverluste in Luft, Wasserstoff und Kohlensäure verhalten sich wie die Dichten der betreffenden Gase, wie sich durch eine einfache Versuchsanordnung nachweisen ließ: unter einer Glasglocke wurde eine Scheibe mit Löchern und Kerben mit verschiedenen Geschwindigkeiten in einem zylindrischen Ring gedreht, dessen Mitdrehung gegen die Bremskraft einer Feder am Umfang abgelesen werden konnte und ein Maß für den Widerstand gab. Pumpte man die Luft unter der Glocke bis auf die Dichte des Wasserstoffes aus, so war die Reibung etwas geringer als beim Wasserstoff, weil dieser verunreinigt war. Bei drei verschiedenen Drehzahlen ergab das Auspumpen der Luft geradlinige Abnahme des Widerstandes.

Logarithmische Auftragung des Widerstandes, abhängig von der Drehzahl, ergibt Verhältigkeit mit der 1,91ten Potenz, also nahezu mit dem Quadrat der Geschwindigkeit, wie es der wirbligen Strömung entspricht, während für glatte Strömung aus einer bekannten Ähnlichkeitsbetrachtung die Zähigkeitsformel folgt.

— *Chester W. Rice*, Windage Losses in Air, Hydrogen, and Carbon Dioxide; General Electric Review **28**, Nr. 5 vom Mai 1925, S. 336 bis 341 (12 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizz. d. Meßanordnung, 1 Skizz., 4 Schaub., einfache Formelrechnungen).

E. 60528.

Unterricht. Vorlesungen über Luftfahrt. Wintersemester 1925/26, vgl. 52215.

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármán	Aerodynamik	3	—
v. Kármán	Anwendung der Strömungslehre auf die Theorie der Turbinen	2	—
v. Kármán	Flugtechnisches Seminar	—	2
v. Kármán	Anleitung zu selbständigen Arbeiten auf dem Gebiete der Mechanik und Flugtechnik	—	ganztägig
Langer	Übungen im Laboratorium für Kraftfahrwesen	—	8
Polis	Allgemeine Meteorologie (Aerologie)	1	—
Polis	Meteorologische Technik	1	2—4

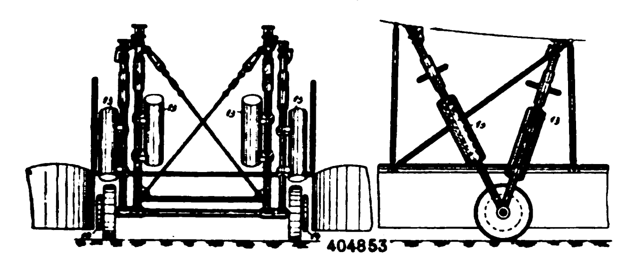
— Nachtrag nach Sonderbericht. *H.* 60529.



Patentschau.

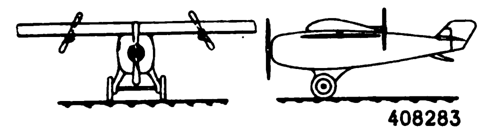
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

404853/77h, 9. Hilfsfahrwerk für Wasserflugzeuge. H. Junkers, Aachen-Frankenburg. B 3. 2. 23. V 14. 11. 25. Der Hauptanspruch lautet: »Hilfsfahrwerk für Wasserflugzeuge, gek. durch ein mit Rädern versehenes und unmittelbar an der Flugzeugzelle ansetzbares Strebenwerk.« Nach Unteransprüchen können die Streben gelenkig miteinander verbunden und in ihrer Länge veränderlich sein; ferner kann das Hilfsfahrwerk als Ganzes schwimmfähig gemacht (Schwimmkörper 13) und mit Schutzpolstern 14 ausgestattet werden. Aufgabe der Erfindung ist es, ein Hilfsfahrwerk



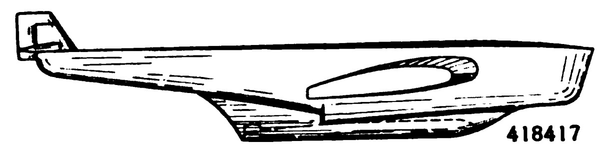
für Wasserflugzeuge zu schaffen, das einfach, in kurzer Zeit, in flachem und in tiefem Wasser an dem schwimmenden Flugzeug anzubringen ist, das es gestattet, das Flugzeug aus dem Wasser und auf dem Lande zu rollen, das ferner eine Verwendung von Kranen oder Winden zum Abheben des Flugzeuges unnötig macht und das endlich auch selbst als Hebezeug, z. B. beim An- und Abbauen der Schwimmer oder beim Umbau eines Schwimmerflugzeuges in ein Landflugzeug oder umgekehrt, benutzbar ist.

408283/77h, 5. Flugzeug. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 8. 3. 23. V 5 12. 25. Bezieht sich auf Flugzeuge mit Vortrieb- und Hubschrauben, die ihm die Eigenschaft verleihen, sich in der Luft mit höchster Geschwindigkeit, ebenso aber auch beliebig und sogar in weitestgehendem Maße unter der Mindestgeschwindigkeit sicher vorwärts zu bewegen. Beim Landen kommt dies besonders dadurch zum Ausdruck, daß jede gewünschte Auslaufgeschwindigkeit gewählt werden kann und somit auch die Betriebssicherheit des Flugzeuges stark erhöht wird. Erreicht wird dies nach der Erfindung durch die eigenartige Anordnung der Luftschrauben, die



wahlweise zusammenarbeiten, je nachdem ein Flug mit großer oder geringer Fahrtgeschwindigkeit erwünscht ist. Unter Schutz steht, daß außer der in bekannter Weise vorn am Rumpf angeordneten Zugschraube zu beiden Seiten des Rumpfes in gleichem Abstand von der Rumpfmitte unter den Tragflächen angeordnete Hubschrauben vorhanden sind, deren Durchmesser wesentlich größer ist als derjenige der an der Tragflächenhinterkante ebenfalls in gleichem Abstand von der Rumpfmitte angeordneten beiden Druckschrauben. Eine Feststellvorrichtung kann vorgesehen sein, durch die die Hubschrauben parallel zur Flugrichtung gehalten werden.

418417/77h, 15. Torpedo-Flugboot. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 19. 10. 23. V 10. 12. 25. Die in bekannter Weise an der Unterseite des Bootskörpers angeordneten Torpedos



sind ganz oder teilweise (in diesem Falle nur der hintere die Schraube und Steuerorgane enthaltende Teil) von einer Verkleidung, deren Form mit Rücksicht auf gute Startmöglichkeit im Wasser und geringen Luftwiderstand im Fluge bestimmt ist, abgedeckt.

420840/65a, 14. Verfahren zur Erzeugung des Quertriebes an Quertriebskörpern, z. B. an Segeln von Schiffen. N. V. Instituut voor Aero-en hydro-dynamiek, Amsterdam. B. 29. 7. 23. V 4. 11. 25. Die Patentschrift stellt unseres Wissens die erste Veröffentlichung eines deutschen Patents auf den Flettner-Rotor[1]) dar; sie sei in einem ausführlicheren Auszug wiedergegeben, weil ihre Auflage bereits vergriffen ist: Bei Körpern in einer Strömung, z. B. Flugzeugtragflügeln, Turbinenflügeln, Schiffssegeln, die dazu bestimmt sind, Energie auf die Strömung zu übertragen oder der Strömung Energie zu entnehmen oder sonstwie Energie mit der Strömung auszutauschen, wird an den Körpern quer oder senkrecht zur Bewegungs- oder zur Strömungsrichtung je nach den Verhältnissen ein Trieb, Auftrieb, Abtrieb oder Seitentrieb erzeugt, nachstehend als Quertrieb bezeichnet. Erfindungsgemäß wird an Quertriebskörpern der Quertrieb dadurch erzeugt, daß der Antrieb nach Art des Magnuseffektes mittels sich um sich selbst bewegender Flächen oder mittels Flächen erfolgt, deren Haut um die Fläche umläuft, und die in der Strömung von Luft, Wasser od. dgl. arbeiten. Abb. 1 zeigt einen Flächenkörper *a* (z. B.

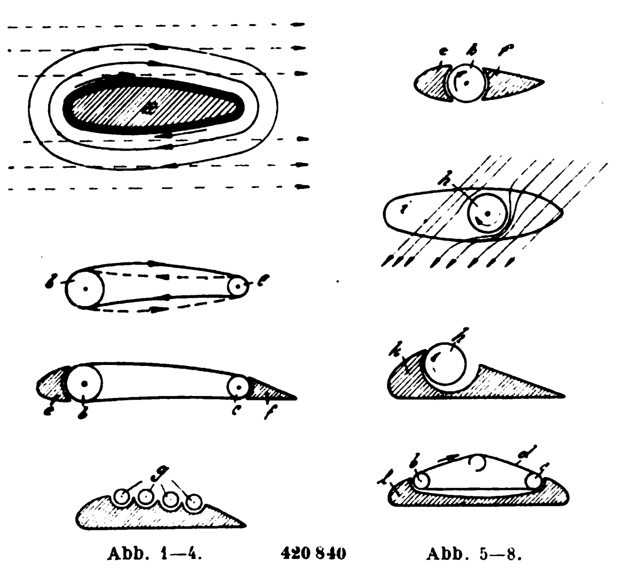


Abb. 1—4. 420840 Abb. 5—8.

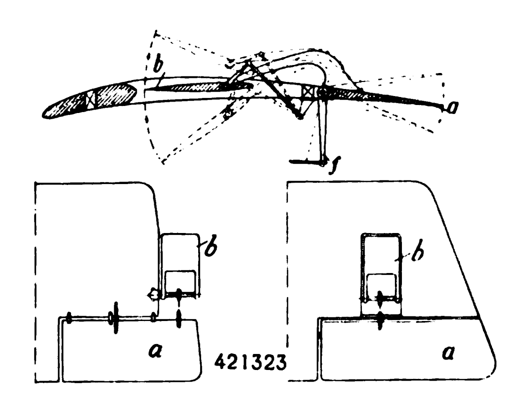
Schiffssegel oder Flugzeugtragfläche oder Triebfläche einer Strömungskraftmaschine); wird die als dicke Umrahmungslinie angedeutete Haut im Pfeilsinne bewegt, so wird auf der Oberseite ein starker Unterdruck, auf der Unterseite ein Überdruck erzeugt, woraus ein starker Querdruck entsteht. Die Abb. 2 bis 5 zeigen als Beispiele einige Anordnungen, um die Haut um den Flächenkörper herum zu bewegen. Nach Abb. 2 ist um zwei Rollen *b*, *c* ein Band gelegt, das zugleich unter dem Einfluß des erzeugten Unterdruckes eine der Strömung entsprechende Profilform bildet. Abb. 3 zeigt eine Anordnung, bei der zur Verbesserung der von dem losen Bande erzeugten Profilform an diese Profilform sich besondere Profilstücke *e*, *f* anschließen. An Stelle einer Haut (Band ohne Ende) können auch einzelne Hautelemente *g* (Abb. 4) treten; es genügt, die Flächenhaut nur auf der Unterdruck-Seite zu bewegen, um einen kräftigen Quertrieb zu erzeugen. In Abb. 5 dient als bewegte Haut die Wand eines Zylinders *h*, der allein verwendet werden kann oder an den sich (wie in der Abb.) Profilkörper *e*, *f* anschließen. Verwendet man derartige Zylinder als Schiffssegel, so kann man je nach dem erteilten Drehsinne bei verschiedenen Windrichtungen Vortrieb und Rücktrieb des Schiffes je im gewünschten Sinne und nach der gewünschten Richtung hin erzeugen. Abb. 6 stellt ein mit einem solchen Zylinder ausgestattetes Schiff dar; der Zylinder kann als Ganzes oder auch nur in seinem Mantel

[1]) Eine weitere Veröffentlichung liegt in der französischen Patentschrift 585282 vor; sie enthält den Gegenstand des deutschen Patents, geht aber noch darüber hinaus und behandelt u. a. die Anwendung des Flettner-Rotors bei Windkraftmaschinen.

gedreht werden, der Höhe nach unterteilt oder auch teleskopartig zusammenschiebbar sein. Werden als Segel Zylinder mit Profilanschlußstücken, z. B. ein Zylinder mit nur einem hinteren Anschlußstück *f* (Abb. 5) angeordnet, so können diese Anschlußstücke unter Heranziehung der Strömungskräfte mit Hilfsrudern gesteuert werden. Nicht nur als Ruder, Stabilisierungsflossen wie als Tragflächen für Luftfahrzeuge sind die Körper mit bewegter Haut verwendbar, sondern auch für irgendwelche anderen Flächen, die in Strömung unter Erzeugung eines Quertriebes motorisch oder generatorisch arbeiten. So kann man die Flächen von Schraubenrädern irgendwelcher Art, z. B. Windrad- oder Propellerflügel oder Querdruckflächen anderer Strömungskraftanlagen, z. B. Windmaschinen mit vertikaler Achse, mit bewegter Haut im Sinne der Erfindung ausführen. Je nach der Betriebsart wird man die Geschwindigkeit der bewegten Haut in das jeweils erforderliche Verhältnis zur Strömungsgeschwindigkeit bringen. Besonders vorteilhafte Wirkungen sind mit den Anordnungen nach den Abb. 7 und 8 erzielbar; erstere zeigt einen Zylinder *h* in einem unsymmetrischen Strömungsprofil *k*; der Spalt zwischen Zylinderwand und Abdeckfläche wird zweckmäßig als sich verjüngender Kanal ausgeführt. Abb. 8 zeigt ein bewegtes Band *d* in einem symmetrischen Strömungsprofil *l*. Der Quertrieb tritt auch ein, wenn das Flächensystem keine Anstellwinkel und keine Bewegung relativ zum Medium hat; ein Flugzeug mit einseitig freier, sich bewegender Haut als Fläche wird unter dem Einfluß der von der Haut erzeugten Strömung sehr steil, gegebenenfalls senkrecht steigen. Bei Schiffen kann Segel- oder Steuerwirkung auch erzielt werden, wenn kein Wind herrscht bzw. wenn keine Fahrtströmung vorhanden ist. 13 Ansprüche.

421250/77h, 5. Steuerknüppel für Hilfssteuer an Luftfahrzeugen u. dgl. Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde. B 8. 5. 24. V 9. 11. 25. Der Steuerknüppel ist fernrohrartig ausziehbar und wird in ausgezogenem Zustand durch geeignete Schnepper gehalten. Der bei normalem Flugbetrieb am Boden des Beobachtersitzes vorhandene Handgriff wird im Notfall nach oben herausgezogen, so daß die einzelnen ineinandergeschachtelten ausziehbaren Teile des Hilfssteuerhebels einen für sich starren Steuerknüppel darstellen.

421323/77h, 5. Hilfssteuer für Luft- und Wasserfahrzeuge. M. Schleiffer, Gotha. B 27. 2. 18. V 10. 11. 25. Nach dem Hauptanspruch wird das Hilfssteuer *b* von dem durch den

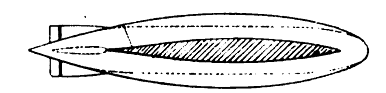


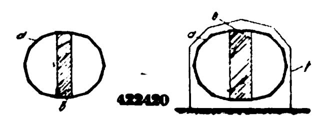
Führer zu verstellenden Hauptsteuer *a* derart bewegt, daß es bei jeder Verstellung des Hauptsteuers um einen größeren Winkel gedreht wird als das letztere. Fünf weitere Ansprüche.

421985/77h, 5. Segelflugzeug. B. Franke, Altlommatzsch. B 5. 1. 24. V 21. 11. 25. In bekannter Weise soll das Steuern durch Verlegung des Körpergewichtes unterstützt werden; nach der Erfindung trägt das pendelnd aufgehängte Sitzgestell, das durch Seilzüge beim Betätigen des Seitensteuers nach der inneren Seite der zu nehmenden Kurve ausgeschwungen wird, längs verschiebbar gelagerte Sitzsättel, die durch Seilzüge vor- und rückwärts verstellt werden können.

421986/77h, 5. Sperrholz-Bauplatte, insbes. für Luftfahrzeuge. Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen, und Dipl.-Ing. W. E. Dörr, Überlingen. B 29. 4. 23. V 23. 1. 26. Die Platte ist durch die Zusammensetzung von dünnen Nutzholzschichten (Furnieren) mit einer dicken Schicht eines Leichtholzes (beispielsweise Balsaholz) gekennzeichnet, das mindestens so leicht ist wie Kork, aber größere Festigkeit besitzt, wobei die dicke Schicht aus mehreren gegeneinander abgesperrten Lagen zusammengesetzt sein kann.

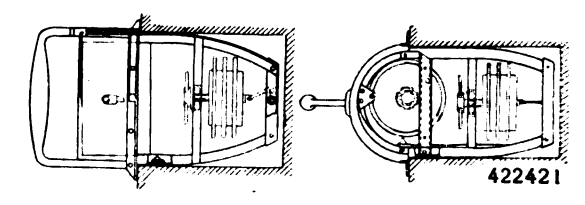
422420/77h, 2. Starrluftschiff. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 12. 10. 24. V 1. 12. 25. Die Querträger werden in Form von zwei Hälften (*d*) eines regelmäßigen oder zur senkrechten Mittelachse symmetrischen Vielecks gebildet; die Hälften werden in der Wagerechten voneinander entfernt und durch passende Zwischenstücke





zu einem ovalen Ring geschlossen. Der wagerechte Abstand der beiden Vieleckhälften erreicht an der aerodynamisch günstigsten Stelle seinen größten Betrag und nimmt nach dem Bug und Heck zu allmählich bis auf Null ab. Es ergibt dies eine Bau-Vereinfachung und Verbilligung, weil sich über einen großen Teil der Schiffsmenge nur die Abmessungen der Zwischenstücke ändern, die Ringhalbmesser aber gleichbleiben. Außerdem läßt sich, wenn die Abmessungen der Bauhalle (*f*) derart gegeben sind, daß eine größere Breite als Höhe zur Verfügung steht, ein erheblich größeres Stück als nach der normalen Art herstellen.

422421/77h, 5. Schreibinstrument (Barograph, Thermograph od. dgl.), insbes. für Flugzeuge mit sichtbarer Schreibtrommel. Askania-Werke A.-G., vorm. Zentralwerkstatt Dessau und Carl Bamberg, Friedenau. B 25. 1. 25. V 1. 12. 25. Es sind bereits Barographen, Thermographen u. dgl. für Flugzeuge bekannt, die eine sichtbare Schreibtrommel besitzen und bei denen die Trommel sowie das von der Wärme bzw. dem Luftdruck beeinflußte Instrument auf einer Grundplatte angeordnet sind. Die Grundplatte besitzt gewöhnlich eine vordere Schutzwand und kann in einen geeigneten Hohlraum der betreffenden Wandung eingefügt werden. Von diesen Einrichtungen unterscheidet sich der



Erfindungsgegenstand dadurch, daß das ganze Instrument von einem aus Streben gebildeten, symmetrisch gebauten Rahmen umschlossen ist, der in den zur Aufnahme des Instrumentes dienenden Hohlraum eingeschoben werden kann. Hierbei wird erreicht, daß das empfindliche Instrument nach allen Seiten hin durch es vollständig einschließenden Rahmen geschützt ist, und der ganze Apparat mit Rahmen läßt sich infolge der symmetrischen Anordnung leicht handhaben. Außerdem wird er infolge der Zusammensetzung aus Streben außerordentlich leicht.

422422/77h, 5. Flugzeug mit unter einem Winkel zu den Tragflächen nachgiebig angeordneten Stabilisierungsflächen. H. Salmon, Berlin-Treptow. B 1. 4. 24. V 1. 12. 25. Die nahe der Vorderkante angeordnete Stabilisierungsfläche



oder *f* bildet einen in der Flugrichtung divergierenden Winkel mit der Tragfläche, während die nahe der Hinterkante angeordnete Stabilisierungsfläche *d* oder *h* einen in der Flugrichtung konvergierenden Winkel mit ihr bildet.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

6. Heft | 27. März 1926 | 17. Jahrgang

Ein neues deutsches Schulflugzeug. Arado Ar. S. I.

Von G. Manigold, Berlin.

Es ist ein erfreuliches Zeichen der Tatkraft und des Opfermutes unserer Flugzeugindustrie, daß sie trotz der schwierigen wirtschaftlichen Lage und der geringen Absatzmöglichkeit ihrer Erzeugnisse immer wieder unter Aufwendung hoher Kosten bemüht ist, die Erfahrungen, die im täglichen Flugbetrieb gesammelt werden, wie auch die Fortschritte auf den Gebieten der Wissenschaft und der Werkstattpraxis in Neukonstruktionen zu verwerten. Das bedingt natürlich von seiten der betreffenden Firma ernste und eingehende theoretische Arbeit, die darauf gerichtet sein muß, gangbare Wege zur praktischen Nutzbarmachung der Erfahrungen zu finden, und außerdem ein vorzügliches Werkstattpersonal, das auf Grund bewährter und stets vervollkommneter Arbeitsverfahren in der Lage ist, jederzeit auch die schwierigsten technologischen Aufgaben einwandfrei zu lösen. Man kann wohl behaupten, daß diese Bedingungen bei der deutschen Flugzeugindustrie im allgemeinen in äußerst zufriedenstellender Weise erfüllt sind, was ja immer wieder durch die großen Erfolge ihrer Fabrikate bewiesen wird. Als ein Musterbeispiel muß in dieser Hinsicht die Arado-Handels-G. m. b. H. Werft Warnemünde gelten, was aus einer Neuschöpfung hervorgeht, die soeben das Werk verlassen hat und eine Schulmaschine mit der Typenbezeichnung Ar. S. I. darstellt.

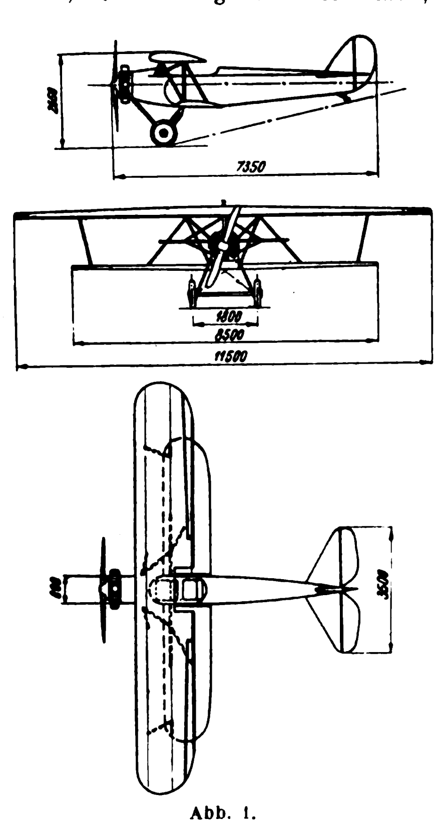


Abb. 1.

Die Ar. S. I. ist ein verspannungsloser Doppeldecker von eleganter, gefälliger Form (Abb. 1—4). Der schlanke Rumpf, die gestaffelten Tragflächen mit der eigenartigen Verstrebung geben der Maschine ein besonderes Gepräge, und der saubere Khakianstrich von Rumpf und Stoffteilen sowie die nach speziellen Erfahrungen erfolgte Lackierung der Tragflächen hinterlassen, schon rein äußerlich betrachtet, einen angenehmen Eindruck. Sieht man sich dann Konstruktion und Bau näher an, so kommt man schnell zu der Ansicht, daß man es nicht nur mit einem schön aufgeputzten »Ausstellungsstück« zu tun hat, sondern daß jede Einzelheit des äußeren Bildes durchaus würdig ist.

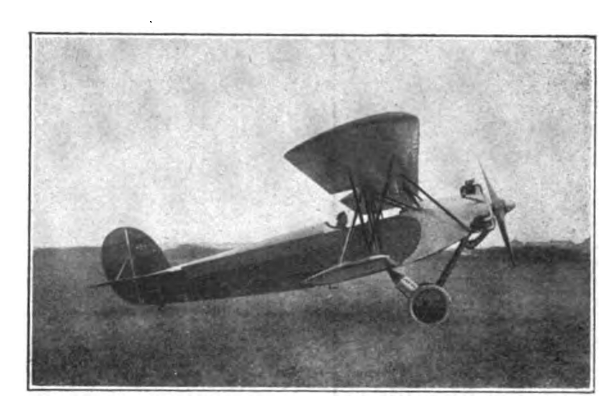


Abb. 2.

Die aus Holz gebauten Tragflächen weisen Kastenholme auf, die aus amerikanischem Spruceholz gefertigt sind, in der Weise, daß Zug- und Druckgurte besonders verleimt sind, um zu verhüten, daß sich irgendwelche schwache Stellen, die durch Unzuverlässigkeiten des Holzes vorhanden sein könnten, in unliebsamer Weise auswirken könnten. An der Unterseite ist der Flügel mit Birkenholz beplankt, was ihm die nötige Steifigkeit gegen die Diagonalkräfte verleiht. Auf der Oberseite wird dagegen Stoffbezug verwendet. Hier gab sich Gelegenheit, einem oft empfundenen Mangel abzuhelfen, nämlich daß die einmal bezogene Tragfläche jeder genaueren inneren Kontrolle entzogen war, wollte man nicht die Bespannung mindestens zu einem Teile opfern. Deshalb wurde hier die Bespannung so aufgezogen, daß sie nicht direkt an der Umwicklung der Spieren aufgenäht wurde, sondern sie wird durch Bänder gehalten, die nach besonderen Erfahrungen an den kräftigen, aber leichten Spieren befestigt werden. Ein Lockern ist dabei auch bei langer Betriebsdauer nicht möglich, während der Bespannungsstoff aber jederzeit abgenommen werden kann, ohne daß er dadurch verletzt

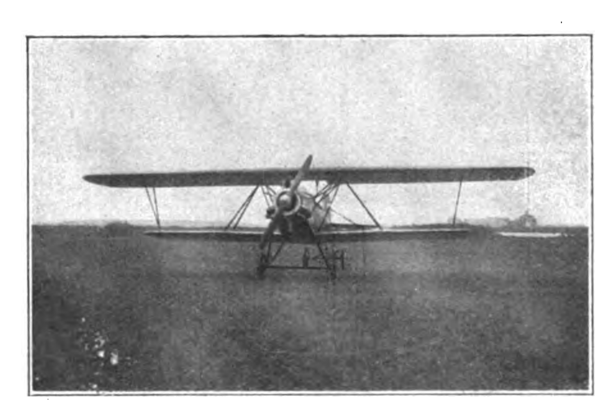


Abb. 3.

würde. Es steht also einer beliebigen Kontrolle des Tragflächenverbandes nichts mehr im Wege. Daß das gerade für hochstrapazierte Schulmaschinen ein großer Vorzug ist, braucht nicht hervorgehoben zu werden. Der durchlaufende Oberflügel ist freitragend und am Spannturm kardanisch aufgehängt, so daß von dieser Stelle aus keine unerwünschten Spannungen in das System Tragfläche-Rumpf

kommen können. Der Oberflügel trägt die sehr langen, schmalen Querruder, die nahezu bis zur Mitte reichen und verschiedene Ausschlagwinkel haben. Der Unterflügel gleicht in seinem Aufbau dem Oberflügel, hat aber geringere Spannweite, ist geteilt und an der Rumpfunterkante befestigt.

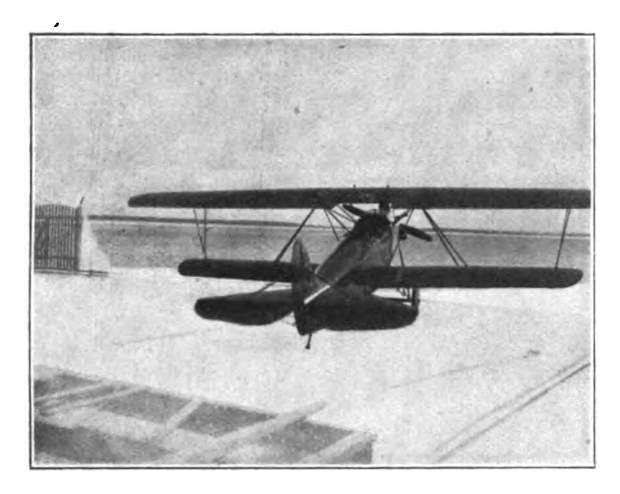


Abb. 4.

Er ist zum Spannturm durch ein Paar umgekehrter V-Stiele abgestützt. Der Spannturm selbst besteht beiderseits aus je einem nach außen geneigten N-Stiel, der durch zwei Streben nach der Rumpfunterkante abgestützt ist. Am Ende der unteren Tragfläche ist ein V-Stiel angeordnet, der die Torsion des Oberflügels aufzunehmen hat.

Der Oberflügel dient noch zur Aufnahme der aus Messingblech gefertigten 2 Benzintanks, die in Bändern aufgehängt sind, um zu vermeiden, daß Spannungen in irgendeiner Fluglage. auftreten, die den Behälter zerstören könnten. Für ein Schulflugzeug ist es ferner unbedingt ein Erfordernis, daß Fallbehälter verwendet werden und nicht solche, bei denen innerer Überdruck nötig ist, um den Kraftstoff zu fördern, da erfahrungsgemäß bei diesen viel leichter ein

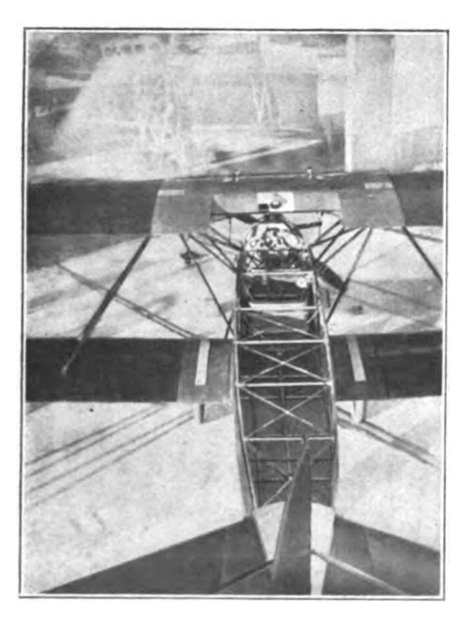


Abb. 5.

Undichtwerden bei harten Landungen zu befürchten ist und gerade bei Schulflugzeugen dieser Punkt eine besondere Rolle spielt. Zur Kontrolle der Füllung dienen 2 Benzinmesser, die sich von den bisherigen Typen unterscheiden und eine eigene Konstruktion von Arado darstellen, welche sich durch große Zuverlässigkeit auszeichnet. Selbstverständlich sind sie von beiden Sitzen aus gut sichtbar.

Der Rumpf besteht aus Stahlrohren (Abb. 5) und ist sehr sorgfältig geschweißt, so daß an den Schweißstellen keine Schwächung des Materials auftritt. Die Stahlbauart wurde aus dem Gesichtspunkt heraus gewählt, daß gegenüber dem Holzflugzeug eine größere Sicherheit gegen Bruch besteht und daß im Falle eines Bruches die schadhaften Teile leicht auszuwechseln bzw. zu reparieren sind. So berechtigt dieser Punkt an sich ist, wird er doch noch lange Zeit ein relativer Begriff sein, der in hohem Maße abhängt von der Beschaffenheit der Werkstatteinrichtung und der Qualität des Personals am Betriebsort der Maschine. Das Stahlrohrgerüst ist mit Stoff bespannt, wobei wieder auf leichte Abnehmbarkeit geachtet wurde, und darauf, daß kein Durchscheuern an irgendeiner Stelle eintreten kann. Die Oberseite besteht jedoch aus einem ohne weiteres abnehmbaren Deckel, der es gestattet, ohne Zeitverlust den Rumpf und besonders die Steuerorgane zu kontrollieren (Abb. 6). So ist auch bei der Konstruktion des Rumpfes in weitgehendem Maße der Forderung nach guter und bequemer Zugänglichkeit aller Teile Rechnung getragen worden, was besonders begrüßt werden muß.

Am Rumpf ist ein einfaches Fahrgestell befestigt, das aus 4 Streben und einer Achse besteht. Je 2 Streben sind zu einem V vereinigt, wobei die hintere die Federung auf-

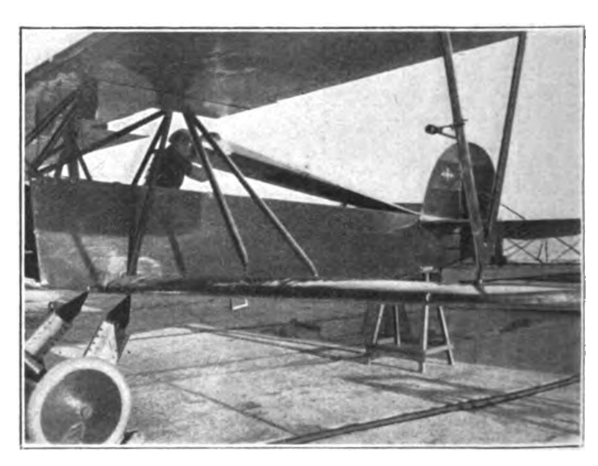


Abb. 6.

nimmt. Durch einfache Wicklung der Gummizüge und die Möglichkeit, jede Abnützung sofort zu erkennen, ferner durch leichte Auswechselbarkeit und vor allem durch gute Federwirkung sind die Bedingungen erfüllt, die mit zu den wichtigsten beim Flugzeug gehören. Rechnet man schon bei normalen Flugzeugen die Lebensdauer nach der Zahl der ausgeführten Landungen, wegen der dabei auftretenden hohen Beanspruchungen aller Verbände, so gilt das natürlich bei einem Schulflugzeug noch viel mehr, da man ja hier von vornherein mit einem hohen Prozentsatz harter bzw. sonstiger falscher Landungen rechnen muß. Das heißt letzten Endes hängt die Wirtschaftlichkeit des ganzen Schulbetriebes ganz erheblich von der Art der Durchbildung des Fahrgestells ab, da durch ein schlechtes Fahrgestell leicht die hohen Kosten für ein neues Flugzeug anfallen können.

Ähnliches, wenn auch nicht ganz in dem Umfang, gilt auch vom Sporn. Infolgedessen wurde auch bei seiner Konstruktion darauf geachtet, daß er nicht nur gut federt, indem jeder Gummistrang gleichmäßig zum Tragen herangezogen wird, sondern auch nicht abbrechen oder verbiegen kann. Trotzdem ist für leichte Auswechselbarkeit gesorgt, auch bei dem breiten Spornschuh. Natürlich sind für den Fall des Reißens der Gummischnüre Sicherungskabel in der üblichen Weise vorgesehen.

Dem Motoreinbau wurde naturgemäß besondere Sorgfalt gewidmet. Da Sternmotoren (entweder 120 PS Bristol oder 100 PS Siemens) zur Verwendung gelangen, sind besondere Vorkehrungen erforderlich, die eine gute Zugänglichkeit von allen Seiten gestatten. Sie bestehen hier darin, daß der gesamte Motoreinbau nach vorne unten geschwenkt

werden kann, ohne irgendeine Leitung oder Gestänge lösen zu müssen. Unmittelbar mit dem Einbau sind alle Instrumente fest verbunden und außerdem der aus Aluminium angefertigte Ölbehälter (Abb. 7—8).

Hinter dem Motoreinbau befinden sich die beiden Sitze für Schüler und Lehrer. Um eine ungehinderte Verständigungsmöglichkeit zu schaffen, sind beide in einer Art Wanne angeordnet. Die im Motoreinbau befindlichen Instrumente sind von beiden Sitzen aus gut zu sehen, ebenso der im Flügelausschnitt oberhalb des Rumpfes angeordnete Kompaß. Gasregulierung und Zündung werden durch Präzisionsgestänge betätigt. Der Benzinhahn ist von beiden Sitzen aus leicht erreichbar, während sich Anlasser und Schalter im Führersitz befinden. Die Wanne ist vom Motor in üblicher Weise durch ein Brandschott getrennt.

Die Steuerung besteht aus Knüppel für Höhen- und Querruder und Pendelhebel für das Seitenruder, wobei die gesamte Steuerung im Schülersitz durch einen Griff im Fluge augenblicklich aus- oder eingeschaltet werden kann. Am Knüppel sind zwei Handgriffe angeordnet, die in jeder Stellung eine bequeme Lage der Hand gewährleisten. Außerdem kann auch der Sitz durch Verstellbarkeit in der Längsrichtung und in der Höhe der Größe der Insassen angepaßt werden, so daß das Fliegen nicht ermüdet. Der Anschnallgurt, der zugleich Schultergurt ist, kann durch einen Druck leicht und sicher gelöst werden. Ein Fallschirm dient als Rückenkissen.

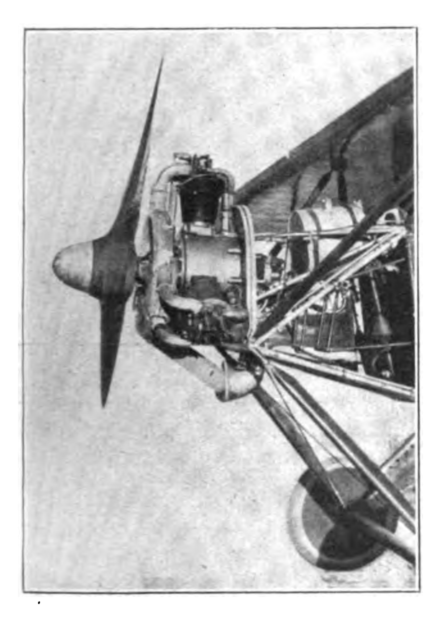


Abb. 7.

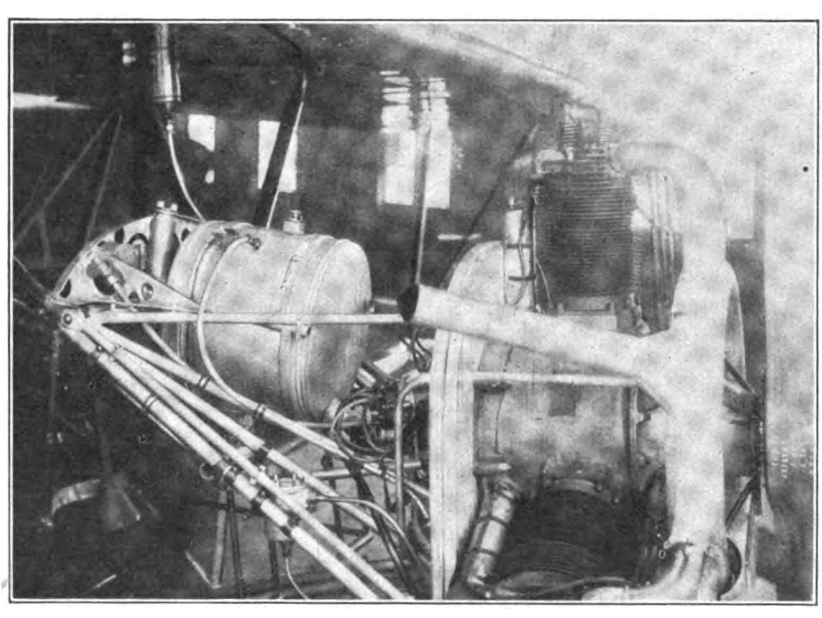


Abb. 8.

Die Dämpfungsfläche kann im Fluge durch einen Hebel nach oben oder unten leicht verstellt werden. Das ist zur Regulierung des statischen Ausgleichs bei einem Schulflugzeug vielleicht nicht gerade erforderlich, ist aber sehr günstig, wenn man dem Schüler Schwanz- und Kopflastigkeit demonstrieren will, weil man diese Flugzustände mit dem ausgeglichenen Flug unmittelbar nacheinander vergleichen kann, wodurch der Schüler die Unterschiede am deutlichsten wahrnehmen kann. Das geteilte Höhensteuer ist durch Gestänge mit dem Knüppel verbunden, während das Seitensteuer durch Kabel an die Fußhebel angeschlossen ist. Alle Steuer sind unausgeglichen, was bei einer Schulmaschine sehr berechtigt ist. Der Schüler soll auch schon bei kleinen Ausschlägen den Steuerdruck fühlen, damit er nicht so leicht die Maschine übersteuert. Wenn er dann das nötige Feingefühl für die richtigen Ausschläge hat, kann er zur Verminderung der erforderlichen Kraft mit ausgeglichenen Rudern fliegen.

Aus all diesen konstruktiven Einzelheiten geht hervor, daß bei der Konstruktion der Ar. S. I. sehr viel Mühe und Sorgfalt aufgewendet wurde, um mit der ersten eigenen Schöpfung gleich etwas Vollwertiges zu schaffen, und es ist erfreulich, daß auch die Flugeigenschaften der Maschine ganz ausgezeichnete sind. So beträgt der Start in voll beladenem Zustande nur etwa 55 m. Stabilität und Wendigkeit sind gleich hervorragend. Ein Überziehen oder zu flacher Gleitflug sind ohne schädliche Folgen, und ein unfreiwilliges Rutschen oder Trudeln ist nicht zu befürchten. Durch Verstellen der Dämpfungsfläche ist steuerloser Flug in jeder Höhe möglich. Kunstflüge jeder Art lassen sich leicht und zuverlässig ausführen.

Alles in allem kann die Arado-Handels-G. m. b. H. Werft Warnemünde stolz sein auf ihre Schulmaschine, die, wie schon gesagt, das erste eigene Erzeugnis darstellt, und neben ihr kann man der ganzen deutschen Flugzeugindustrie dazu gratulieren, denn keiner verwirklicht nur die Gedanken aus sich selbst heraus, sondern auch die Erfahrungen anderer wirken befruchtend auf ihn ein, und ein steter wechselseitiger Austausch von Anregungen läßt jedes große Werk als Gemeingut eines mehr oder weniger ausgedehnten Kreises gleich Schaffender erscheinen.

Zum Schluß seien hier noch die Hauptdaten angefügt:

Bauart: Doppeldecker (obere Fläche freitragend, untere Fläche halbfreitragend).

Motor: 120 PS Bristol »Lucifer« (oder 100 PS Siemens).

Abmessungen:

Spannweite oben	11,5	m
» unten	8,5	m
Länge über alles	7,35	m
Höhe über alles	2,65	m
Fläche	26,5	m²
Flugzeugleergewicht	600	kg
Benzin für 4 h	115	kg
Öl	30	kg
Führer	80	kg
Schüler	80	kg
2 Fallschirme	10	kg
Gesamtgewicht	915	kg
Flächenbelastung	34,5	kg/m²
Leistungsbelastung (120 PS)	7,65	kg/PS
Steigleistung 0 bis 1 km	7	min
Gipfelhöhe	4	km
Höchstgeschwindigkeit	147	km/h
Landegeschwindigkeit	55	km/h
Startlänge	55	m
Auslauf	57	m

Die Veredelungsvorgänge in vergütbaren Aluminiumlegierungen.

Von Karl Leo Meißner[1]).

55. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Die immer mehr zunehmende Verwendung der hochwertigen Aluminiumlegierungen im Luftfahrzeugbau und die voraussichtliche Entwicklung des Großflugzeugbaues in der Richtung der alleinigen Verwendung von Leichtmetallen begründet meinen Versuch, Ihnen auf dem heutigen Sprechabend einiges über die Veredelungsvorgänge, die sich in vergütbaren Aluminiumlegierungen abspielen, vorzutragen. Das Gebiet der Leichtmetalle und ihrer Legierungen ist das Forschungsgebiet, auf dem sich die Ziele der W. G. L. und die der Legierungskunde aufs engste berühren. Da dieses Gebiet in den letzten Jahren einen sehr großen Umfang angenommen hat, muß ich mich heute auf die Besprechung der Legierungen beschränken, die nicht als Gußlegierungen (z. B. im Motorenbau), sondern die in mechanisch bearbeitetem Zustande verwendet werden, d. h. also auf die schmied-, walz-, preß- oder ziehbaren Legierungen, die als Profile, Rohre, Bleche, Nieten u. dgl. zur Verwendung gelangen.

Als in der ersten Zeit der Entwicklung des Flugzeugbaues die Frage zur Entscheidung stand, ob Holz oder Metall als der geeignetere Baustoff anzusehen sei, gewann sehr bald das Holz die Oberhand. Die Gründe dafür mögen einerseits in der bequemen Bearbeitbarkeit des Holzes gelegen haben, einer Eigenschaft, die gerade für neuauftauchende Konstruktionen besonders bestechend gewesen sein mag, anderseits aber auch daran, daß die ersten Metallkonstruktionen in Stahl ausgeführt wurden und zu schwer ausfielen. Das hohe spezifische Gewicht des Stahles machte sich gerade bei allen den Teilen unangenehm bemerkbar, die weniger beansprucht waren, so daß die Ausführung dieser Teile in einem so hochwertigen und schweren Baustoff die tote Last der Gesamtkonstruktion ganz unnötig erhöhte. Ferner konnte bei dünneren Blechen, z. B. für die Bespannung der Flügel, eine gewisse Blechstärke nicht unterschritten werden, eine Notwendigkeit, die gleichfalls auf das Gewicht des Flugzeuges sich ungünstig auswirkte. Das Aluminium als leichterer Baustoff kam damals noch nicht in Frage, weil seine Legierungen noch ungenügende Festigkeitseigenschaften aufwiesen. Die hochwertigen Aluminiumlegierungen waren zur damaligen Zeit noch nicht bekannt.

Die Sachlage wurde mit einem Schlage anders, als es durch die Entdeckung des deutschen Ingenieurs Alfred Wilm gelang, Aluminiumlegierungen mit einem spezifischen Gewicht unter 3 mit bis dahin nicht erreichten Festigkeitseigenschaften herzustellen. Die Legierung, die auf Grund dieser Entdeckung ausgearbeitet wurde, ist das Duralumin, das noch heute den fast ausschließlich verwendeten Werkstoff im Metallflugzeugbau bildet. Die Grundlage der Erfindung des Duralumins ist die Entdeckung der Eigenschaft der sog. »selbsttätigen Vergütung«. Diesen Begriff werde ich gleich noch näher erläutern.

Bei seinen Versuchen in der Zentralstelle für technisch-wissenschaftliche Untersuchungen in Neu-Babelsberg, die die Auffindung eines neuen Materials für Patronenhülsen zum Zwecke hatten, kam Wilm auf den Gedanken, Magnesium als Legierungszusatz zu Aluminium zu verwenden, nachdem er vorher schon Versuche mit Kupfer gemacht hatte. Da ihm nun durch die Patente der Deutschen Magnalium-Gesellschaft[2]) höhere Magnesiumzusätze als 2 vH versperrt waren, untersuchte er den Einfluß von geringeren Magnesiumgehalten. Als er im Verlaufe seiner Untersuchungen diese Legierungen, entsprechend den in der Metallkunde üblichen Maßnahmen, bei höheren Temperaturen, z. B. 500° C, ausglühte und in Wasser abschreckte, fand er einen ganz neuartigen Effekt. Denn als er die mechanischen Eigenschaften der Legierungen unmittelbar nach dem Abschrecken prüfte und dieselben Messungen einige Tage später zu Kontrollzwecken wiederholte, fand er überraschenderweise, daß die Härte und Festigkeit ganz erheblich gestiegen waren, während die Dehnung nahezu unverändert geblieben war. Dieses Ansteigen der Festigkeitseigenschaften ohne gleichzeitigen Rückgang der Dehnung bezeichnet man als »selbsttätige Vergütung« oder »Veredelung«; das mehrtägige Liegenlassen bei gewöhnlicher Temperatur, währenddessen ohne jedes weitere Zutun der Festigkeitsanstieg vor sich geht, wird auch mit dem Ausdruck »Altern« bezeichnet, der hier also in einem ganz anderen als sonst üblichen Sinne gebraucht wird.

Die Legierung Duralumin, die, wie ich bereits erwähnte, aus dieser Entdeckung hervorging, enthält in der Zusammensetzung, wie sie heute von den Dürener Metallwerken hergestellt wird, 3,5 bis 4,5 vH Kupfer, 0,5 vH Magnesium und 0,25 bis 1 vH Mangan. Das Mangan wurde etwas später zur Erhöhung der Korrosionsfestigkeit zugefügt. Außer den drei genannten Komponenten enthält das Duralumin noch als Verunreinigungen, die von der hüttenmännischen Gewinnung des Aluminiums herrühren, geringe Mengen Eisen und Silizium im Betrage von zusammen etwa 1 vH.

Ich möchte bei dieser Gelegenheit noch darauf hinweisen, daß außer der Legierung selbst auch der Name »Duralumin« gesetzlich geschützt ist[1]). Die Bezeichnung »Duraluminium«, bisweilen auch »Dur-Aluminium« geschrieben, ist daher nicht, wie noch in einem ganz kürzlich erschienenen Buche irrtümlich angegeben ist, eine andere Bezeichnung, sondern eine falsche Bezeichnung. Ebenso falsch ist an sich die Bezeichnung »Dural«, die als interner Werksausdruck in der duraluminverarbeitenden Industrie üblich ist und nur als Abkürzung eine gewisse Berechtigung hat. Da der Name Duralumin nur einige ganz bestimmte und durch Patente geschützte Legierungen umfaßt, ist es auch unzutreffend, wenn der amerikanische Aluminiumfachmann Anderson in seinem neuen Werke[2]) behauptet, daß man unter Duralumin alle die Legierungen verstehe, die die Eigenschaft der Veredelungsfähigkeit zeigen.

Infolge der großen technischen Bedeutung des Duralumins ist es verständlich, daß sich in den letzten Jahren zahlreiche Forscher des In- und Auslandes darum bemüht haben, die inneren Vorgänge der Veredelungserscheinungen aufzuklären. Wilm selbst nahm an, daß der wesentlichste Bestandteil, der die Veredelung bedinge, das Magnesium sei. Daher ist auch in dem D. R. P. 244 554 vom 20. März 1909, welches die Duraluminlegierungen betrifft, ausdrücklich ein »Verfahren zum Veredeln von magnesiumhaltigen Aluminiumlegierungen« unter Schutz gestellt worden. Wilm erkannte bereits, daß der Magnesiumgehalt sich nur in geringen Grenzen bewegen und etwa 2 vH nicht übersteigen dürfte, da bei höheren Magnesiumgehalten die Veredelungswirkung wieder geringer wurde. Hierauf werde ich noch später zu sprechen kommen. Ferner konnte schon Wilm feststellen, was auch durch zahlreiche spätere Untersuchungen bestätigt wurde, daß irgendwelche Änderungen im Kleingefüge bei der Beobachtung im Metallmikroskop im Verlaufe des mehrtägigen Alterns nicht zu erkennen waren.

Im Jahre 1919 wurde vom Bureau of Standards in Washington durch Merica, Waltenberg und Scott[3]) eine eingehende Arbeit über die Duraluminfrage veröffentlicht. Auf Grund von Untersuchungen zahlreicher Legierungen mit wechselnden Gehalten an Kupfer und Magnesium kam

[1]) Vorgetragen auf einem Sprechabend der WGL am 12. März 1926.

[2]) D. R. P. 105 502.

[1]) Warenzeichen D. 8130, Klasse 9a vom 8. Oktober 1909 der Dürener Metallwerke.

[2]) »The Metallurgy of Aluminium and Aluminium Alloys«. New York 1925.

[3]) »Heat treatment of duralumin«. Scient. Pap. Bureau of Standards No. 347 (1919).



Merica abweichend von Wilm zu dem Ergebnis, daß im Duralumin nicht das Magnesium, sondern das Kupfer der wichtigste Bestandteil sei. Er fand nämlich bei seinen Untersuchungen, daß die kupferhaltigen Legierungen ohne Magnesium sich veredeln ließen, dagegen umgekehrt die magnesiumhaltigen ohne Kupferzusatz keine Veredelung zeigten. Eine bedeutende Verstärkung der Veredelungswirkung trat dagegen ein, wenn beide Bestandteile gleichzeitig in der Legierung enthalten waren.

Im folgenden möchte ich Ihnen das Wichtigste über die bisher aufgestellten Veredelungshypothesen mitteilen, um Ihnen einen ungefähren Überblick über den augenblicklichen Stand der Forschung über das technisch und wissenschaftlich gleich wichtige Gebiet der vergütbaren Aluminiumlegierungen zu geben. Bei der Fülle des über diese Fragen vorliegenden Materials muß ich mich allerdings auf das Allerwichtigste beschränken, zumal einige dieser Hypothesen außerordentlich kompliziert sind. Sie werden aber dabei schon die Schwierigkeiten erkennen, die, wie ich gleich vorwegnehmen möchte, die endgültige Aufklärung der Veredelungsvorgänge bisher noch immer verhindert haben. Zur Erläuterung der Veredelungshypothese von Merica muß ich Ihnen in Abb. 1 das Zustandschaubild der Aluminium-Kupferlegierungen vor Augen führen, und zwar nur den aluminiumreichen Teil des Schaubildes, soweit er für unsere Betrachtungen erforderlich ist.

In der Metallkunde werden die Schmelzverhältnisse einer aus zwei Metallen bestehenden Legierungsreihe in einem sog. Zustandschaubild dargestellt. Auf der Abszisse werden die Zusammensetzungen eingetragen, wobei die beiden Endpunkte je ein Metall zu 100 vH darstellen, während dazwischen jede beliebige Mischung eingetragen werden kann. Auf der Ordinate sind die Temperaturen angegeben, so daß für die ganze Legierungsreihe übersichtlich die Schmelzpunkte usw. aus dem Schaubild erkennbar sind. Man erhält ein solches Zustandschaubild in der Weise, daß man bei einer größeren Anzahl von Legierungen verschiedener Zusammensetzung durch Aufnehmen von Abkühlungs- oder Erhitzungskurven die thermischen Effekte feststellt, die durch die freiwerdende Kristallisationswärme, bzw. die aufzubringende Schmelzwärme, Verzögerungen in der Abkühlung oder bei der Erhitzung verursachen. Durch Eintragen dieser Punkte in dem Konzentrations-Temperaturschaubild erhält man dann die erforderlichen Punkte der Kurve.

Da bei unseren weiteren Betrachtungen über die Veredelungsvorgänge die sog. »Mischkristalle«, die auch mit dem Ausdruck »feste Lösungen« bezeichnet werden, eine hervorragende Rolle spielen werden, muß ich zunächst noch diesen Begriff etwas näher erläutern. Es gibt eine ganze Reihe von Legierungen, die in allen Verhältnissen miteinander Mischkristalle bilden, d. h. solche Metalle bilden nicht nur im flüssigen Zustande ein vollständig gleichmäßiges Gemisch, sondern sie bleiben auch nach beendeter Erstarrung vollständig ineinander gelöst und bilden somit auch eine Lösung im festen Zustande. Wenn man das Kleingefüge einer solchen festen Lösung unter dem Mikroskop betrachtet, so kann man nicht beide Bestandteile nebeneinander erkennen, sondern man sieht vielmehr nur eine einzige Kristallart, die beide Metalle in sich enthält.

Es gibt nun auch eine große Anzahl von Legierungen, die nicht in allen Verhältnissen Mischkristalle bilden, sondern die nur eine begrenzte Mischkristallbildung aufweisen, d. h. das eine Metall vermag das andere nur bis zu einem gewissen Prozentsatz in fester Lösung aufzunehmen. Bei größeren Zusätzen des zweiten Metalles tritt dieses dann als selbständige Kristallart in irgendeiner Form im Gefügebild in Erscheinung. So gehört z. B. das vorliegende System Aluminium-Kupfer zu den Legierungsreihen, bei denen eine begrenzte Mischkristallbildung vorliegt. Überhaupt bildet Aluminium mit keinem einzigen Metall Mischkristalle in allen Verhältnissen, sondern vermag nur einige wenige Metalle in begrenzten Mengen in fester Lösung aufzunehmen.

Die Tatsache, daß Aluminium geringe Mengen Kupfer in fester Lösung aufnimmt, war bereits aus länger zurückliegenden Untersuchungen[1]) bekannt. Merica konnte jedoch einige Zeit vor seiner Untersuchung über Duralumin mit seinen Mitarbeitern Waltenberg und Freeman[2]) die Kenntnis dieses Systems durch die Feststellung erweitern, daß die Löslichkeit des Kupfers im festen Aluminium mit sinkender Temperatur abnimmt. Er fand nämlich, daß bei 545° C etwa 4,2 vH Kupfer vom Aluminium aufgenommen werden, während bei 300° C nur noch etwa 1,5 vH Kupfer gelöst werden. Diese mit der Temperatur abnehmende Löslichkeit ist in Abb. 1 durch die sog. »Entmischungskurve«

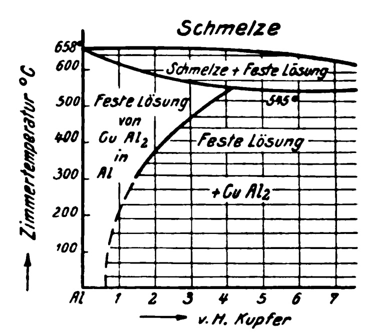


Abb. 1. Aluminiumreicher Teil des Zustandschaubildes der Aluminium-Kupferlegierungen nach Merica, Waltenberg und Freeman.

zum Ausdruck gebracht. Bei höheren Kupfergehalten tritt das überschüssige Kupfer in Form einer intermetallischen Verbindung zwischen Aluminium und Kupfer von der Formel $CuAl_2$ im Gefüge auf.

Die Feststellung, daß die Löslichkeit des Kupfers im Aluminium bei tieferen Temperaturen geringer ist als bei höheren, müßte sich z. B. bei einer Legierung mit 4 vH Kupfer dahin auswirken, daß beim Erstarren aus dem Schmelzfluß nur in einem bestimmten Temperaturbereich das gesamte Kupfer in fester Lösung auftritt und daß sich beim Abkühlen auf tiefere Temperaturen der Überschuß des Kupfers allmählich aus der festen Lösung ausscheidet. Diese Ausscheidung erfolgt in ganz ähnlicher Weise, wie z. B. bei einer heiß gesättigten wässerigen Zuckerlösung beim Abkühlen auf Zimmertemperatur der Überschuß des Zuckers wieder auskristallisiert. Nun treten aber solche Gleichgewichtseinstellungen in bereits erstarrten Metallen nur sehr viel langsamer ein und erfordern eine gewisse Zeit, so daß nur bei sehr langsamer Abkühlung die Ausscheidungen tatsächlich aus der festen Lösung herauskommen. Ich werde Ihnen solche Ausscheidungen später noch im Lichtbilde zeigen. Nun ist aber eine wichtige Vorbedingung bei der Veredelung des Duralumins, daß die Legierung bei höherer Temperatur ausgeglüht und danach in Wasser abgeschreckt wird. Durch das Abschrecken wird die Entmischungskurve sehr rasch übersprungen, und das Gefüge, das normalerweise nur bei höheren Temperaturen stabil ist, wird zwangsweise auch bei Zimmertemperatur festgehalten, da die Legierung keine Zeit hat, sich dem Gleichgewicht bei tieferen Temperaturen entsprechend einzustellen. Die Folge davon ist, daß die Legierung nach dem Abschrecken sich in einem instabilen Gleichgewichtszustand befindet, da sie mehr Kupfer in fester Lösung enthält, als sie bei dieser Temperatur aufnehmen kann.

Merica nahm nun an, daß die Rückkehr der Legierung zum stabilen Gleichgewicht, dem ja jeder Körper wieder zustrebt, sich im Verlaufe der etwa 5tägigen Alterung vollzieht, und zwar, wie sich aus dem Vorhergehenden jetzt ohne weiteres ergibt, unter Ausscheidung des Kupferüberschusses, der die Aufnahmefähigkeit des Aluminiums bei Zimmertemperatur überschreitet. Gerade wie Wilm hat jedoch auch Merica trotz Anwendung von 2000facher

[1]) Zum Beispiel A. G. C. Gwyer. Z. f. anorg. Chemie. Bd. 57 (1908), S. 114.

[2]) Scient. Papers Bureau of Standards No. 337 (1919).

Vergrößerung weder die Ausscheidungen der Verbindung $CuAl_2$ noch sonst irgendeine Gefügeänderung während des Alterns im Mikroskop feststellen können. Er hat daher angenommen, daß die Teilchen in untermikroskopisch feiner, hochdisperser Form zur Ausscheidung gelangen. Auf die Entstehung dieser zahlreichen kleinen Teilchen einer an sich harten Verbindung, die $CuAl_2$ wie alle intermetallischen Verbindungen darstellt, führte Merica das Ansteigen der Härte und Festigkeit beim Altern zurück.

Merica hat weiter angenommen, daß sowohl die Geschwindigkeit, mit der das überschüssige Kupfer ausgeschieden wird, als auch die Größenordnung der ausgeschiedenen Teilchen von der Temperatur abhängig sein müssen, bei der die Legierung altert. Er hat auch in dieser Richtung wohl die ersten planmäßigen Versuche angestellt und die gewöhnliche Alterung bei Zimmertemperatur durch eine sog. »künstliche Alterung« bei erhöhter Temperatur ersetzt. Er wandte bei diesen Versuchen Temperaturen von 110, 150, 200 und 250° C an. Über die Wirkung dieser künstlichen Alterung teilte Merica mit:

1. Die Härtesteigerung wächst mit der Erhöhung der Alterungstemperatur.
2. Die höchste Härte wird durch Altern oberhalb von 100° C erreicht.
3. Bei Alterungstemperaturen oberhalb von 140° C kann die Härte nach Erreichung eines Höchstwertes möglicherweise wieder zurückgehen.
4. Die Dehnung bleibt beim Altern bei 100 bis 150° C zunächst ziemlich unverändert, sinkt aber bei Anwendung höherer Alterungstemperaturen bis auf weniger als den halben Wert.

Bezüglich des Alterns bei erhöhter Temperatur hat Merica die Erklärung gegeben, daß sich hierbei zunächst sehr kleine Kerne der Verbindung $CuAl_2$ aus dem Aluminium ausscheiden, die dann im weiteren Verlaufe des Alterns infolge der erhöhten Temperatur zu größeren Teilchen zusammenwachsen oder koagulieren, ohne daß jedoch dabei eine mikroskopisch sichtbare Größenordnung erreicht wird. Entsprechend dieser Erklärung und den bei der künstlichen Alterung erhaltenen Versuchsergebnissen zog Merica den Schluß, daß es eine ganz bestimmte Größe der $CuAl_2$-Teilchen geben müsse, bei der die Festigkeitseigenschaften der Legierung einen Höchstwert erreichen. Diese günstigste Teilchengröße muß zwischen der Größe eines Atoms, was mit dem Vorhandensein in fester Lösung identisch ist, und der kleinsten im Mikroskop erkennbaren Teilchengröße liegen.

An diese Ansicht Mericas haben die Amerikaner Jeffries und Archer[1]) angeknüpft. Sie haben die günstigste Teilchengröße, die zur Erreichung der höchsten Festigkeitswerte führt, mit dem Ausdruck »kritische Dispersion« bezeichnet. Auf Grund theoretischer Erwägungen, die im einzelnen hier nicht näher angeführt werden sollen, haben sie angenommen, daß die Größe der Teilchen weniger eine Rolle spiele als vielmehr eine möglichst große Anzahl. Daher nahmen sie die kritische Dispersion zu der etwa 10fachen Atomgröße an, wobei sie voraussetzten, daß die Teilchen bei dieser Größe gerade noch den Kristalltypus selbständiger $CuAl_2$-Kriställchen aufweisen. Sie haben bei dieser Erwägung jedoch gar nicht in Betracht gezogen, daß der Höchstwert der Härte nicht beim Altern bei Zimmertemperatur auftritt, sondern beim Altern bei erhöhter Temperatur, wie die Versuche von Merica gezeigt haben. Dabei ist jedoch, wie Merica angegeben hat, mit einer teilweisen Koagulation der Teilchen zu größeren Komplexen zu rechnen. Ich halte aus diesem Grunde die Annahme von Jeffries und Archer bezüglich der Größe der kritischen Dispersion nicht für richtig und nehme auf Grund von Korrosionsversuchen, von denen noch die Rede sein wird, an, daß sie wesentlich größer sein muß und daß sie überhaupt erst bei der künstlichen Alterung erreicht wird.

[1]) Chem. & Met. Engg., Bd. 24 (1921), S. 1057.

Durch spätere Untersuchungen, die unabhängig voneinander von Hanson und Gayler[1]) in England und von Honda[2]) und Konno[3]) in Japan ausgeführt wurden, ist nachgewiesen worden, daß die Annahme Mericas, wonach das Kupfer der Träger der Veredelung beim Duralumin ist, nicht zutrifft. Vielmehr hat Wilm mit seiner Vermutung daß die Hauptrolle bei der Veredelung das Magnesium spiele, doch Recht gehabt. Auf Grund der Ergebnisse der eben erwähnten Untersuchungen übt das Magnesium, was Wilm seinerzeit noch nicht gewußt hat, seine Veredelungswirkung nicht als solches aus, sondern es tritt mit dem stets als Verunreinigung im Aluminium auftretenden Silizium zu einer intermetallischen Verbindung von der Formel Mg_2Si zusammen. Diese Verbindung spielt, wie wohl jetzt allgemein anerkannt wird, die Hauptrolle bei der selbsttätigen Vergütung des Duralumins.

Hanson und Gayler haben auch das Zustandschaubild des Systems Aluminium-Mg_2Si untersucht, dessen aluminiumreiches Gebiet Abb. 2 wiedergibt. Ein Vergleich mit Abb. 1 zeigt, daß hier ähnliche Verhältnisse vorliegen wie beim System Aluminium-Kupfer, d. h. auch die Verbindung Mg_2Si wird vom Aluminium in begrenzten Mengen in fester

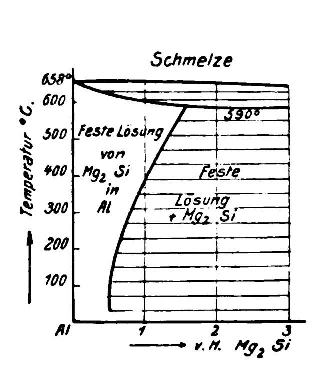


Abb. 2. Aluminiumreicher Teil des Zustandschaubildes der Aluminium-Mg_2Si-Legierungen nach Hanson und Gayler.

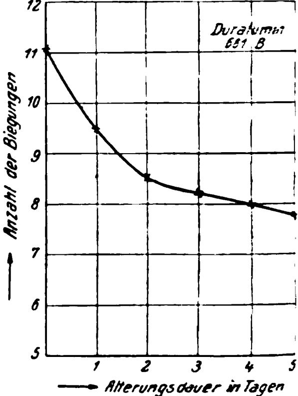


Abb. 3. Rückgang der Biegefähigkeit von Duralumin 681 B beim Altern bei Zimmertemperatur.

Lösung aufgenommen, und die Löslichkeit nimmt mit sinkender Temperatur ab. Nach den Untersuchungen von Hanson und Gayler beträgt die Löslichkeit bei 590° C etwa 1,6 vH, bei Zimmertemperatur dagegen nur noch 0,5 vH Mg_2Si. Ähnlich wie Merica haben aber auch Hanson und Gayler angenommen, daß die Veredelung in dem Unterschiede der Löslichkeit von Mg_2Si im Aluminium bei höheren und bei tieferen Temperaturen begründet sei, und daß sich beim Altern der Überschuß des Mg_2Si in hochdisperser Form aus dem Aluminium ausscheide.

Hanson und Gayler stellten übrigens auch fest, daß ein Überschuß von Magnesium über den Betrag hinaus, der in Form von Mg_2Si vom Aluminium in fester Lösung aufgenommen wird, die Löslichkeit dieser Verbindung im Aluminium herabsetzt. Bei einem Gehalt von 5 vH Magnesium wird praktisch überhaupt kein Mg_2Si mehr in fester Lösung aufgenommen, wobei jede Veredelungswirkung aufhört. Hierdurch erklärt sich auch die bereits erwähnte, schon von Wilm beobachtete Tatsache, daß der Magnesiumgehalt des Duralumins praktisch nicht über 2 vH hinausgehen dürfe, da die Veredelung sonst geringer wird.

Während Hanson und Gayler nur die Verbindung $CuAl_2$ durch die Verbindung Mg_2Si ersetzt haben, im übrigen aber grundsätzlich an der Ausscheidungshypothese festhalten, ist von anderer Seite auch die Ausscheidungshypothese als solche angefochten worden. Die Zweifel an der Ausscheidungshypothese sind begründet durch die Unter-

[1]) Journ. Inst. of Metals. Bd. 26 (1921), S. 321.
[2]) Chem. & Met. Engg., Bd. 25 (1921), S. 1001.
[3]) Science Rep. Tohoku Imp. Univ., Bd. 11 (1922), S. 269.

suchungen von Prof. W. Fraenkel[1]) in Frankfurt a. M., der als erster feststellte, daß zwei Eigenschaften des Duralumins sich im Verlaufe des Alterns bei Zimmertemperatur in einer Weise ändern, die entsprechend allgemein gültigen Gesetzen der Metallkunde in direktem Widerspruch zur Ausscheidungshypothese steht, wenigstens soweit sie das Altern bei Zimmertemperatur betrifft. Es handelt sich dabei um die elektrische Leitfähigkeit und die chemische Widerstandsfähigkeit. Die Frage, inwiefern die Änderung dieser Eigenschaften der Ausscheidungshypothese widerspricht, sowie die Veredelungshypothese, die Fraenkel seinerseits aufgestellt hat, sind recht komplizierter Natur. Ich möchte daher an dieser Stelle weder auf die Fraenkelsche Hypothese noch auf die von mir gegebene Erweiterung dieser Hypothese[2]) näher eingehen, zumal das Verhalten der elektrischen Leitfähigkeit der vergütbaren Aluminiumlegierungen für den Luftfahrzeugbau ohne Interesse ist. Dahingegen werde ich auf die chemische Widerstandsfähigkeit, insbesondere auf die Korrosionsbeständigkeit gegen Seewasser, noch späterhin zurückkommen.

Auch die bereits von mir erwähnten Japaner Honda und Konno haben sich der Ausscheidungshypothese nicht angeschlossen, und zwar gleichfalls wegen des Verhaltens der elektrischen Leitfähigkeit. Auch auf diese Hypothese, die die Duraluminveredelung ähnlich der Härtung des Stahles erklärt, möchte ich hier nicht ausführlicher eingehen. Im übrigen ist namentlich von japanischer Seite noch das Verhalten einer weiteren Eigenschaft beim Altern sehr eingehend untersucht worden, nämlich die Änderung der Länge und des Volumens. Die ausführlichste Untersuchung in dieser Richtung stammt von dem Japaner Igarasi[3]). Da seine Ergebnisse sich teilweise nur durch die Ausscheidungshypothese erklären lassen, haben sie die ganze Veredelungsfrage noch weiter kompliziert.

Ich habe Ihnen im Vorstehenden von den ganzen Veredelungshypothesen lediglich die Ausscheidungshypothese als die einfachste etwas ausführlicher auseinandergesetzt, um Ihnen einen Begriff davon zu geben, in welcher Richtung sich die Vorstellungen der wissenschaftlichen Metallkunde auf diesem Gebiet überhaupt bewegen.

In den letzten Jahren ist durch eine ganze Reihe von Untersuchungen erkannt worden, daß man auch dann zu vergütbaren Legierungen kommen kann, wenn man das Magnesium wegläßt und nur Kupfer als veredelnden Bestandteil vorliegen hat. Im Gegensatz zu der Ansicht von Merica ist jedoch festgestellt worden, daß bei kupferhaltigen, aber magnesiumfreien Aluminiumlegierungen nur eine verhältnismäßig geringe Veredelung erhalten wird, wenn man die Legierungen nach dem Abschrecken bei Zimmertemperatur altern läßt, d. h. sie ebenso behandelt wie das Duralumin. Bei den kupferhaltigen Legierungen tritt vielmehr erst dann eine deutliche Veredelung ein, wenn man die Legierungen bei erhöhter Temperatur altern läßt. Für diese Art der Alterung, die neuerdings in der Technik eine immer mehr zunehmende Bedeutung gewinnt, sind auch die Bezeichnungen »künstliche Alterung«, die auch schon mehrfach erwähnt wurde, ferner »Warmhärtung«, »Warmvergütung«, »Anlassen« usw. gebräuchlich.[4])

Als erste haben wohl die bereits erwähnten Amerikaner Archer und Jeffries von der Aluminum Company of America in der amerikanischen Patentschrift 1 472 738 vom 20. Dezember 1921 klar ausgesprochen, daß sich magnesiumfreie, kupferhaltige Aluminiumlegierungen erst durch künstliche Alterung veredeln lassen, dagegen beim Altern bei Zimmertemperatur nahezu unverändert bleiben. Als Beispiel führen sie eine Legierung an mit 4,68 vH Kupfer und 0,68 vH Chrom, wobei das Chrom nur, wie das Mangan im Duralumin, eine allgemein härtende, aber keine veredelnde Wirkung ausübt, da keiner der beiden Bestandteile vom Aluminium in fester Lösung aufgenommen wird. Diese Legierung weist nach den Untersuchungen von Archer und Jeffries folgende Festigkeitseigenschaften auf:

31,5 kg/mm² Zugfestigkeit und 24 vH Dehnung unmittelbar nach dem Abschrecken von höheren Temperaturen,
32,9 kg/mm² Zugfestigkeit und 26 vH Dehnung nach einjährigem Altern bei Zimmertemperatur,
38,5 bis 41,3 kg/mm² Zugfestigkeit und 20 vH Dehnung nach mehrstündigem Altern bei 150° C.

Als günstigste Alterungstemperatur haben sie 100 bis 175° C bei einer Alterungsdauer von 15 bis 48 Stunden angegeben, wobei die Dauer der Alterung um so kürzer sein kann, je höher die Alterungstemperatur gewählt wird.

Die Entdeckung, daß die kupferhaltigen Legierungen nach dem Abschrecken beliebig lange in dem nahezu unveredelten, weicheren Zustande liegenbleiben können, wird von Archer und Jeffries als ein besonderer Vorteil gegenüber dem Duralumin angesehen. Denn bei Duralumin läßt sich die Veredelung bei gewöhnlicher Temperatur nicht unterdrücken, sondern höchstens durch Lagernlassen bei sehr tiefen Temperaturen, z. B. in flüssiger Luft, wobei die Reaktionsfähigkeit der Legierung so sehr herabgesetzt wird, daß sie keinen Versuch mehr macht, um zu einem stabilen Gleichgewicht zurückzukehren.

Es gibt nun eine ganze Reihe von Formgebungsarbeiten, die besser an der unveredelten und noch verhältnismäßig weichen Legierung als an der veredelten, harten Legierung vorgenommen werden. Es handelt sich hierbei um solche Arbeiten, die von den Verbrauchern von Aluminiumlegierungen ausgeführt werden. Hierzu gehören u. a. das Ziehen von Profilen mit verhältnismäßig scharfen Biegungen, das Breitdrücken von Rohrenden und andere Formgebungsarbeiten für Teile, wie sie im Flugzeugbau benötigt werden. Bei allen diesen Formgebungsarbeiten, bei denen zu befürchten ist, daß sie sich ohne Rißbildung an der fertig veredelten Legierung nicht mehr ausführen lassen, muß die Legierung vor der Bearbeitung dem Veredelungsglühen bei etwa 520° C unterworfen und abgeschreckt werden. Die Legierung wird dann möglichst unmittelbar nach dem Abschrecken oder höchstens nach nur wenigen Stunden Alterung bearbeitet. Nach der Bearbeitung läßt man die Legierung an der Luft auslagern, wobei die Wiederveredelung eintritt.

Die Bearbeitbarkeit wäre naturgemäß noch leichter an der bei etwa 360° C weichgeglühten und langsam gekühlten Legierung auszuführen, da nach dieser Behandlung das Duralumin seine größte Weichheit erlangt. Man macht aber hiervon nur in Ausnahmefällen Gebrauch, z. B. bei allen Treibarbeiten. Da nämlich durch das Weichglühen und das fehlende nachfolgende Abschrecken die Veredelung vollständig verloren geht, wäre es erforderlich, die Stücke nach beendeter Formgebung erneut dem Veredelungsglühen zu unterwerfen, sie abzuschrecken und altern zu lassen. Hierbei besteht einerseits die Gefahr, daß sich die fertig gezogenen Stücke bei der verhältnismäßig hohen Temperatur des Veredelungsglühens verziehen, anderseits würde ein solches zweimaliges Ausglühen den ganzen Herstellungsvorgang unübersichtlicher für die Betriebsführung gestalten und verteuern. Hinzu käme auch noch die Gefahr, daß es einmal vergessen werden könnte, die nachträgliche Veredelung der fertig bearbeiteten Stücke vorzunehmen, was durch den Einbau unveredelter Teile an Stelle von veredeltem Werkstoff die Ursache von Unglücksfällen bilden könnte. Außer bei Treibarbeiten wird auch bei der Herstellung von Nieten aus Duralumindraht die Legierung weichgeglüht und langsam gekühlt, um das Schlagen der Nietköpfe zu erleichtern. Hierbei spielt die erwähnte Unbequemlichkeit insofern keine Rolle, als die Nieten vor ihrer

[1]) Z. f. Metallkunde, Bd. 14 (1922), S. 49/58 und 111/18

[2]) In einem Vortrage auf der Hauptversammlung der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde in Breslau am 19. Oktober 1925.

[3]) Science Rep. Tohoku Imp. Univ., Bd. 12 (1924), S. 333.

[4]) K. L. Meißner, Z. f. Metallkunde, Bd. 17 (1925), S. 77.

Verwendung doch erst bei der Veredelungstemperatur ausgeglüht und abgeschreckt werden müssen. Sie müssen dann noch am gleichen Tage verwendet werden, da sie bereits nach nur eintägigem Altern so weitgehend verfestigt sind, daß sich die Nietköpfe nicht mehr einwandfrei schlagen lassen. Aus diesem Grunde müssen alle Nieten, die nicht am Tage des Abschreckens verwendet werden, eingesammelt und vor ihrer endgültigen Verwendung erneut ausgeglüht und abgeschreckt werden.

Der Rückgang der Formänderungsfähigkeit des Duralumins beim Altern läßt sich an dem Verhalten der Biegefähigkeit erkennen, die ich an 1 mm dicken Blechproben von Duralumin 681 B nach dem Ausglühen und Abschrecken von 520° C untersucht habe. Die Ergebnisse sind (als Mittelwerte von je 4 Proben) in Abb. 3 aufgetragen.

Einige Zeit nach Archer und Jeffries, jedoch unabhängig von ihnen, haben in Frankreich Portevin und Le Chatelier[1]) bei einer ausgedehnten Untersuchung an Aluminium-Kupferlegierungen gleichfalls gefunden, daß sich diese Legierungen nach dem Ausglühen und Abschrecken von höheren Temperaturen beim Altern bei Zimmertemperatur nur wenig veredeln, daß sie aber bei künstlicher Alterung stark veredelungsfähig sind. Als Zusätze verwendeten sie hauptsächlich Mangan, so daß ihre Legierungen ähnlich wie Duralumin zusammengesetzt sind, jedoch ohne den Hauptbestandteil Magnesium. Zum Unterschied gegen Archer und Jeffries bevorzugt Portevin eine verhältnismäßig niedrige Alterungstemperatur, nämlich 110° C, und wendet dafür außergewöhnlich lange Alterungszeiten an, und zwar 200 bis 250 Stunden, also eine Zeit, die selbst die für Duralumin übliche Lagerzeit von 5 Tagen noch erheblich übertrifft. Ob diese lange Alterungsdauer nicht bei der praktischen Durchführung im Betriebe einige Unbequemlichkeiten mit sich bringt, ist allerdings eine andere Frage. Auch Portevin stellte übereinstimmend mit Archer und Jeffries fest, daß man zu etwa der gleichen Festigkeit, sogar bei gesteigerter Streckgrenze, auch durch wesentlich kürzeres Altern bei etwas höherer Temperatur, z. B. 150° C, gelangen kann, daß aber die Dehnung dabei ziemlich beträchtlich zurückgeht.

Bezüglich der Veredelungsvorgänge selbst schließen sich Portevin und Le Chatelier der Auffassung Mericas an, daß durch das Altern bei 110° C das überschüssige Kupfer in fein verteilter Form aus dem Aluminium zur Ausscheidung gebracht und dadurch die Legierung verfestigt wird. Die Veredelung des Duralumins vollzieht sich nach ihrer Auffassung nach dem gleichen Vorgang, nur tritt hier an die Stelle des $CuAl_2$ die Verbindung Mg_2Si. Hierin lehnen sie sich also eng an Hanson und Gayler an.

Auch in Deutschland werden seit einiger Zeit magnesiumfreie kupferhaltige Aluminiumlegierungen hergestellt, die gleichfalls durch künstliche Alterung veredelt werden: die Legierung Aeron der Metallbank und die Legierung Lautal[2]) der Vereinigten Aluminiumwerke A.-G., Lautawerk. Die letztgenannte Legierung besteht aus 94 vH Aluminium, 4 vH Kupfer und 2 vH Silizium. Das Lautal wird bei etwa 490 bis 510° C ausgeglüht, in Wasser abgeschreckt und danach etwa 16 bis 24 Stunden bei Temperaturen von 120 bis 140° C gealtert.

Ich habe an der Legierung Lautal nach dem Ausglühen und Abschrecken den Einfluß der Alterungstemperatur von Zimmertemperatur bis 200° C auf die Brinellhärte, Streckgrenze, Zugfestigkeit, Dehnung, Biegefähigkeit, Bildsamkeit und den Korrosionswiderstand untersucht[3]). Die Versuche wurden zum größten Teil bei den beiden, vom Hersteller als Grenzwerten angegebenen Zeiten von 16 und 24 Stunden durchgeführt. Zunächst wurden sämtliche Proben bei Temperaturen zwischen 505 und 515° C ausgeglüht und in Wasser abgeschreckt. Danach erfolgte die Alterungsbehandlung, für die ein selbsttätig regelnder, elektrisch geheizter Trockenschrank benutzt wurde, der auf eine Genauigkeit von ± 1° C eingestellt werden konnte. Auch konnte die Alterung nachtsüber ohne Bedenken fortgesetzt werden.

In den folgenden Abbildungen möchte ich Ihnen die Ergebnisse dieser Untersuchung zeigen. Abb. 4 zeigt das

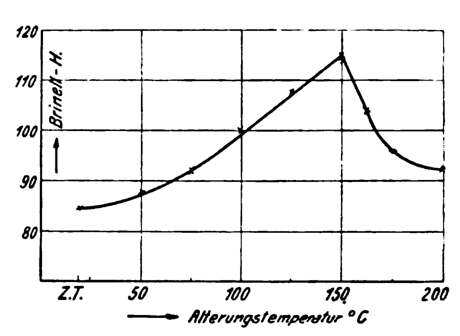


Abb. 4. Einfluß der Alterungstemperatur auf die Brinellhärte von Lautal. (16stündige Alterungsdauer.)

Verhalten der Brinellhärte bei 16stündiger Alterungsdauer. Bei 150° C wurde hierbei ein Höchstwert der Härte erhalten. Hierzu möchte ich übrigens noch bemerken, daß beim Altern bei Zimmertemperatur die Härte von 80 nach 5-tägigem Altern nur auf etwa 87 stieg. Aus diesen Zahlen ergibt sich die verhältnismäßig geringe Veredelung, die beim Altern bei Zimmertemperatur eintritt. Zum Vergleich möchte ich sagen, daß beim Duralumin die Brinellhärte beim Altern bei Zimmertemperatur von etwa 76 auf 116 ansteigt.

Abb. 5 zeigt den Einfluß der Alterungstemperatur auf die Streckgrenze. Die voll ausgezogene Kurve entspricht stets der Reihe 1 mit 16stündiger, die gestrichelte Kurve der Reihe 2 mit 24stündiger Alterungsdauer. Beide Kurven haben einen annähernd parallelen Verlauf und zeigen zunächst ein flaches, mäßiges Ansteigen, dem von einer bestimmten Temperatur ab ein sehr schroffer Anstieg bis zu je einem scharf ausgeprägten Höchstwert bei 165° C folgt. Bei Reihe 1 geht der schroffe Anstieg in dem engen Temperaturbereich zwischen 150 und 165° C vor sich, während

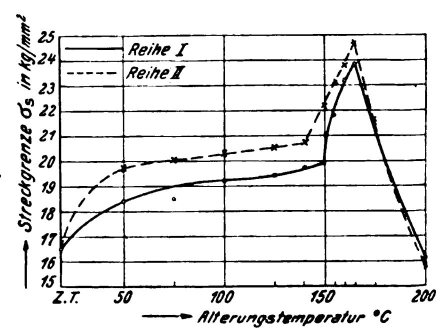


Abb. 5. Einfluß der Alterungstemperatur auf die Streckgrenze von Lautal. (Alterungsdauer Reihe I 16 Std., Reihe II 24 Std.)

er bei Reihe 2 bereits etwa 10° C tiefer beginnt. Bei höheren Alterungstemperaturen ist für beide Reihen ein starker Abfall der Streckgrenze festzustellen. Während zunächst die 24stündige Alterung durchweg zu einer höheren Streckgrenze und auch zu einem höheren Höchstwert bei 165° C führt, wird bei den zu hohen Alterungstemperaturen, z. B. 200° C, naturgemäß die Streckgrenze durch die längere Alterung noch stärker herabgesetzt.

Wie aus Abb. 6 zu erkennen ist, wird die Zugfestigkeit im Gegensatz zur Streckgrenze wesentlich gleichmäßiger beeinflußt. Bei beiden Reihen steigt die Kurve der Zugfestigkeit ziemlich allmählich zu einem Höchstwert an, der bei Reihe 1 bei einer Alterungstemperatur von 160° C,

---

[1]) Revue de Métallurgie, Bd. 21 (1924), S. 233; Franz. Pat. 563 837 vom 15. März 1923.

[2]) V. Fuß, Z. f. Metallkunde. Bd. 16 (1924), S. 343; V. Fuß und H. Bohner, Z. f. Metallkunde. Bd. 17 (1925), S. 22.

[3]) Z. f. Metallkunde. Bd. 17 (1925), S. 369.

bei Reihe 2 bereits bei 140° C erreicht wird. Während auch hier unterhalb des Höchstwertes die längere Alterungsdauer zu höherer Festigkeit führt, wird nach Überschreitung des Höchstwertes die Festigkeit durch die längere Alterungsdauer wiederum etwas stärker vermindert.

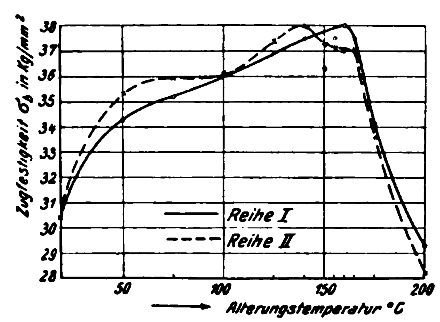


Abb. 6. Einfluß der Alterungstemperatur auf die Zugfestigkeit von Lautal. (Alterungsdauer Reihe I 16 Std., Reihe II 24 Std.)

In Abb. 7 ist das Verhältnis von Streckgrenze zur Zugfestigkeit in Prozent aufgetragen. Beide Kurven haben einen ähnlichen Verlauf wie die Kurven der Streckgrenze in Abb. 5. Der Höchstwert liegt entsprechend bei beiden Reihen wiederum bei einer Alterungstemperatur von 165° C.

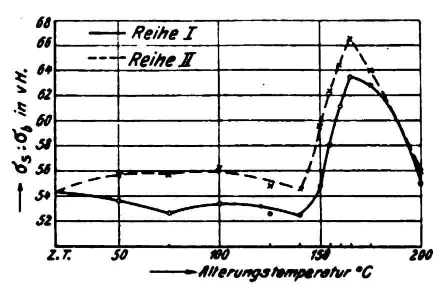


Abb. 7. Einfluß der Alterungstemperatur auf das Verhältnis von Streckgrenze zu Zugfestigkeit von Lautal. (Alterungsdauer Reihe I 16 Std., Reihe II 24 Std.)

Das Verhalten der Dehnung ist aus Abb. 8 zu ersehen. Bei Reihe 1 bleibt die Dehnung, von geringen Schwankungen abgesehen, bis zu einer Alterungstemperatur von etwa 150° C nahezu unverändert und sinkt dann bei höheren Alterungstemperaturen bis zu 200° C. Bei der zweiten Reihe beginnt das Sinken der Dehnung bereits bei etwa 140° C, sie erreicht einen Tiefstwert bei 175° und beginnt danach

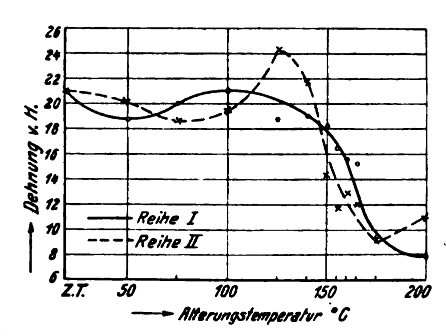


Abb. 8. Einfluß der Alterungstemperatur auf die Dehnung von Lautal. (Alterungsdauer Reihe I 16 Stunden, Reihe II 24 Stunden.)

wieder etwas anzusteigen. Daraus ist zu schließen, daß bei 24stündiger Alterungsdauer bei Temperaturen oberhalb von 175° C bereits ein Übergang der Alterung in ein Weichglühen beginnt, bei dem auch die Dehnung wieder erhöht wird.

Abb. 9 und 10 lassen erkennen, daß die Erhöhung der Festigkeitseigenschaften (Abb. 4 bis 6) auch bei den magnesiumfreien Legierungen auf Kosten der Formänderungsfähigkeit erzielt wird, ebenso wie dies in Abb. 3 für Duralumin gezeigt war. Abb. 9 veranschaulicht den Einfluß der Alterungstemperatur bei 16stündiger Alterung auf die Biegefähigkeit und die Tiefung. Beide Kurven erreichen einen Tiefstwert bei 157,5 bis 165° C, der recht gut mit dem Höchstwert der Streckgrenze und Zugfestigkeit übereinstimmt. Ebenso stimmt der Tiefstwert der Biegefähigkeit bei 24stündiger Alterungsdauer (Abb. 10), der bei etwa 140° C liegt, mit dem entsprechenden Höchstwert der Festigkeit bei der gleichen Alterungsdauer überein.

Die Versuche haben Ihnen gezeigt, daß bei der künstlichen Alterung der magnesiumfreien Legierungen bei der

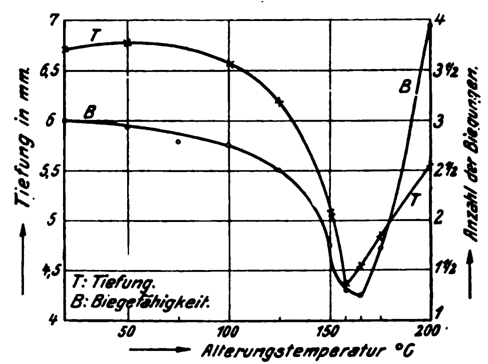


Abb. 9. Einfluß der Alterungstemperatur auf Tiefung (*T*) und Biegefähigkeit (*B*) von Lautal. (Alterungsdauer 16 Stunden.) 1,5 mm-Blech.

kürzeren Alterung ein Höchstwert der Festigkeitseigenschaften und ein entsprechender Tiefstwert der Formänderungsfähigkeit bei einer ganz bestimmten Alterungstemperatur von etwa 160 bis 165° C festgestellt werden konnte, und daß bei Anwendung einer längeren Alterungsdauer die Höchst- und Tiefstwerte zu einer entsprechend niedrigeren Alterungstemperatur, nämlich etwa 140° C, verschoben wurden. Nur die Streckgrenze machte hierbei eine Ausnahme, da bei ihr der Höchstwert jedesmal bei der

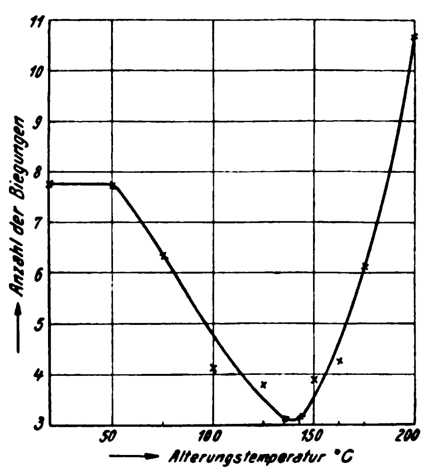


Abb. 10. Einfluß der Alterungstemperatur auf die Biegefähigkeit von Lautal. (Alterungsdauer 24 Std.) 1 mm-Blech.

gleichen Alterungstemperatur gefunden wurde. Das übereinstimmende Verhalten der übrigen Eigenschaften in der eben beschriebenen Weise läßt nun nach meiner Ansicht, im Verein mit den bereits erwähnten fremden Forschungsergebnissen, keine andere Erklärung zu, als daß bei der künstlichen Alterung jede Alterungsdauer bei einer ganz bestimmten zugehörigen Alterungstemperatur zu einem kritischen Dispersitätsgrad der $CuAl_2$-Ausscheidungen führt, der die Höchst- bzw. Tiefstwerte der mechanischen Eigenschaften verursacht. Auf diesen kritischen Dispersitätsgrad, der somit bei einer von Temperatur und Dauer gleichzeitig abhängigen Alterungsbehandlung erreicht wird, möchte ich den von Jeffries und Archer[1]) auf Grund etwas

[1]) a. a. O.

anderer Überlegungen geprägten Ausdruck der »kritischen Dispersion« anwenden. Bei niedrigen Alterungstemperaturen scheint zur Erreichung der kritischen Dispersion eine außerordentlich lange Zeitdauer erforderlich zu sein. So erwähnt z. B. K. Hallmann[1]) für die Aludurlegierungen, daß Dauererwärmungen bei 75° C nach einem Jahr noch keinen Rückgang der Härte herbeiführen, während bei 100° C etwa nach einem halben Jahre die Erweichung beginnt.

Bei Lautal wird, wie Ihnen die Abbildungen gezeigt haben, für 140° C die kritische Dispersion nach etwa 24 Stunden und für 160 bis 165° C nach etwa 16 Stunden erreicht. Ferner läßt sich aus Versuchen von Gayler[2]) entnehmen, daß bei 200° C nur noch etwa einstündiges Altern für die kritische Dispersion erforderlich ist. Wenn man alle diese bisherigen Angaben in einem Schaubilde vereinigt, bei dem man auf der Abszisse die Alterungsdauer einträgt und auf der Ordinate die zugehörige Alterungstemperatur, die zur kritischen Dispersion führt, so erhält man eine Kurve der kritischen Dispersion, wie ich sie erstmalig im März vorigen Jahres schematisch veröffentlicht habe[3]). Diese Kurve biegt bei einer gewissen Temperatur um, die ich damals als »kritische Alterungstemperatur« bezeichnet habe. Ich bin zurzeit damit beschäftigt, für die Legierungen Lautal und Aeron die Kurven der kritischen Dispersion experimentell festzulegen. Die Ermittelung dieser Kurven dient

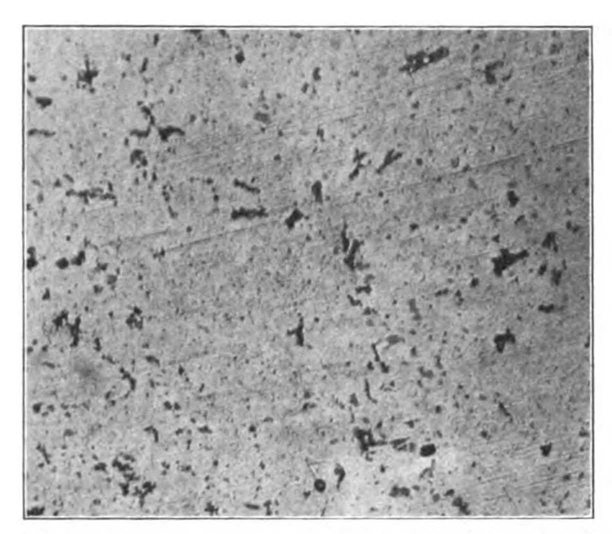


Abb. 11. Kleingefüge von veredeltem Lautal. Vergr. 215fach. Einige Sekunden mit warmer Schwefelsäure geätzt.

einerseits der endgültigen genauen Feststellung des Einflusses der Alterungsbehandlung und der Grenzen der Alterungstemperatur, anderseits hoffe ich dadurch auch zur endgültigen Klärung dieses Teiles der Veredelungsfrage beizutragen. Meines Erachtens können wir aber, wenn überhaupt, weitere Verbesserungen auf dem Gebiet der Aluminiumlegierungen nur dann erzielen, wenn wir uns vollständig über das Wesen der Veredelungsvorgänge klar sind.

Die Überschreitung der kritischen Dispersion durch zu lange fortgesetzte Alterung bei einer bestimmten Temperatur oder auch durch eine zu hohe Alterungstemperatur bei bestimmter Alterungsdauer verursacht das Zusammenwachsen der $CuAl_2$-Ausscheidungen zu immer größeren Teilchen, was mit einem Rückgang der Festigkeitseigenschaften und einem Wiederansteigen der Formänderungsfähigkeit und späterhin auch der Dehnung verbunden ist. Während sich alle diese Vorgänge zunächst noch in der Weise abspielen, daß sie im Mikroskop noch nicht wahrgenommen werden können, führt eine weitere Steigerung der Temperatur allmählich zu einer so weitgehenden Vergröberung der Ausscheidungen, daß sie schließlich auch im Mikroskop sichtbar werden. Hier kann allerdings schon längst nicht mehr von einer künstlichen Alterung gesprochen werden, vielmehr geht diese Behandlung allmählich in ein Weichglühen über, bei dem die vorangegangene Veredelung wieder vollkommen aufgehoben wird.

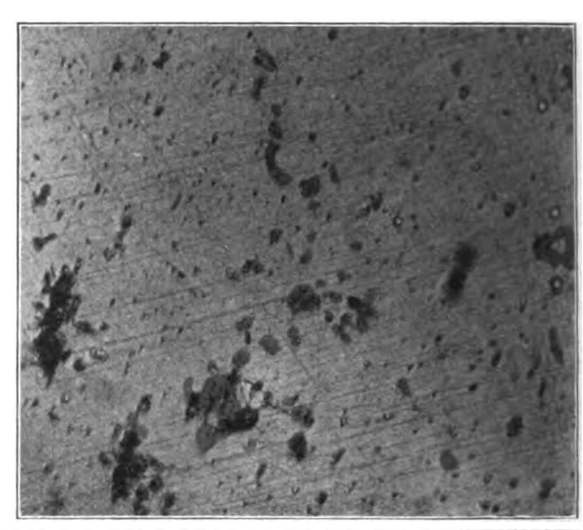


Abb. 12. Kleingefüge von veredeltem Lautal. Vergr. 625fach. Einige Sekunden mit warmer Schwefelsäure geätzt.

Die Ausscheidung der Verbindung $CuAl_2$ in sichtbarer Form möchte ich Ihnen in den nächsten Gefügebildern der Legierung Lautal zeigen. Abb. 11 und 12 geben das Kleingefüge des Lautals im veredelten Zustande bei verschiedener Vergrößerung wieder. Der Schliff wurde einige Sekunden mit warmer Schwefelsäure geätzt, um das in Form der Verbindung $FeAl_3$ als Verunreinigung auftretende Eisen im Schliffbilde sichtbar zu machen. Die beiden Abbildungen zeigen in der Grundmasse des Aluminiums grau erscheinende Kristalle von Silizium (2 vH als Legierungsbestandteil) und geringe Mengen von dunkel geätztem $FeAl_3$. Das Kupfer ist hier in Form von hochdispersen Ausscheidungen



Abb. 13. Kleingefüge von weichgeglühtem und langsam gekühltem Lautal. Vergr. 215fach. 15 Min. mit alkohol. Pikrinsäure geätzt.

von $CuAl_2$ im Aluminium enthalten und im Gefügebilde noch nicht sichtbar. Dahingegen zeigen die Abb. 13 und 14 in der entsprechenden Vergrößerung wie Abb. 11 und 12 zahlreiche kleine Pünktchen der dunkel geätzten Verbindung $CuAl_2$, die sich deutlich von den größeren grauen Siliziumkristallen unterscheiden. Das Gefüge ist hier etwa 15 Minuten mit alkoholischer Pikrinsäure geätzt, welches nur die Verbindung $CuAl_2$ dunkel färbt. Die Legierung

[1]) Maschinenbau. 6. Jahrg. (1924), S. 1084.
[2]) Met. Ind. (London), Bd. 27 (1925), S. 30.
[3]) Z. f. Metallkunde. Bd. 17 (1925), S. 81.

befindet sich hier nicht mehr im veredelten Zustande, sondern ist eine Stunde bei etwa 450° C weichgeglüht und danach langsam abgekühlt worden, wodurch entsprechend dem Gleichgewicht (vgl. Abb. 1) sich das überschüssige Kupfer aus der festen Lösung ausscheidet.

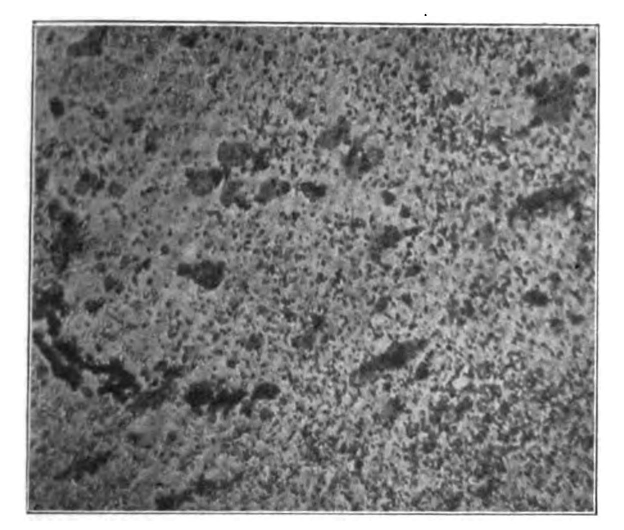


Abb. 14. Kleingefüge von weichgeglühtem und langsam gekühltem Lautal. Vergr. 625fach. 15 Min. mit alkohol. Pikrinsäure geätzt.

Entsprechend der theoretischen Erklärung der Wirkungsweise der künstlichen Alterung nach der Theorie von Merica, die ich für diese Alterungsbehandlung bei magnesiumfreien Legierungen für zweifellos richtig halte, war zu erwarten, daß die chemische Widerstandsfähigkeit mit Erhöhung der Alterungstemperatur immer schlechter werden würde, und daß sie sich auch nach Überschreitung der kritischen Dispersion weiter verschlechtern würde. Denn nach den allgemeinen Erfahrungen und Gesetzen der Metallkunde ist der Übergang einer homogenen festen Lösung in ein heterogenes Gemenge stets mit einem Rück-

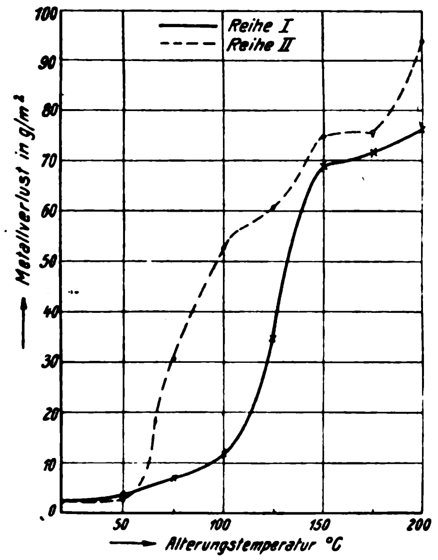


Abb. 15. Einfluß der Alterungstemperatur auf den Gewichtverlust von Lautal nach der oxydischen Kochsalzprobe. (Alterungsdauer Reihe I 16 Std., Reihe II 24 Std.).

gang der chemischen Beständigkeit verbunden. Dabei mußte es theoretisch ohne Belang sein, ob sich das entstehende heterogene Gemenge mikroskopisch nachweisen läßt oder nicht, da ja auch unsere Metallmikroskope nur unvollkommene Apparate mit begrenzter Wirksamkeit darstellen.

In der Tat habe ich auch bei der Legierung Lautal bei der Untersuchung der Korrosionsfestigkeit gegen Seewasser, die ja gerade im Luftfahrzeugbau eine sehr wichtige Rolle spielt, gefunden, daß sich diese Eigenschaft mit Erhöhung der Alterungstemperatur zunehmend verschlechtert. Bei dieser Untersuchung bediente ich mich eines erst im vorigen Jahre bekannt gewordenen abgekürzten Prüfverfahrens, nämlich der oxydischen Kochsalzprobe nach F. Mylius[1]). Diese Probe wird in der Weise ausgeführt, daß Blechstreifen von 20 cm² Oberfläche in einem 17 mm weiten Reagenzrohr nach vorheriger Reinigung mit warmem Alkohol 24 Stunden lang der korrodierenden Einwirkung von 20 cm³ einer Lösung ausgesetzt werden, die 3 vH Wasserstoffsuperoxyd und 1 vH Kochsalz enthält. Durch den Einfluß der Lösung entsteht ein Niederschlag von Aluminiumhydroxyd, der nach Beendigung der Probe sorgfältig auf einem Filter gesammelt und nach den üblichen Verfahren der analytischen Chemie geglüht und als Tonerde gewogen wird. Das Gewicht der Tonerde wird auf den Gewichtsverlust des Probestreifens an Aluminium umgerechnet und auf 1 m² Oberfläche bezogen. Auf diese Weise erhält man durch die oxydische Kochsalzprobe, die leicht und bequem auszuführen ist und bei einiger Übung sehr gut übereinstimmende Werte ergibt, gut untereinander vergleichbare Zahlenwerte.

Der an Lautal von mir ermittelte Gewichtsverlust ist in Abhängigkeit von der Alterungstemperatur in Abb. 15 aufgetragen. Aus Abb. 16 ist das Aussehen der Proben nach der Korrosion zu ersehen. Die obere Reihe der Ab-

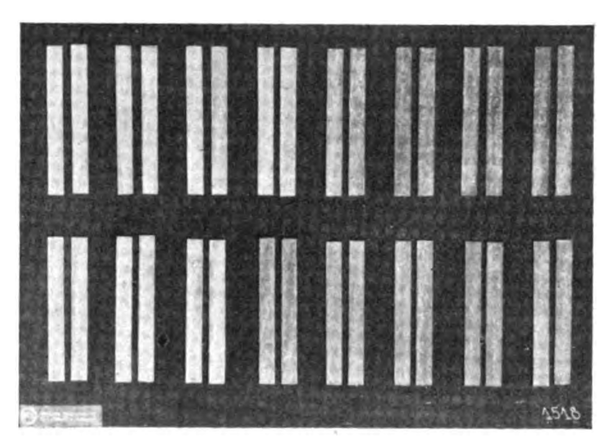


Abb. 16. Aussehen der Lautalproben nach der oxydischen Kochsalzprobe. Obere Reihe 16stündige Alterungsdauer, untere Reihe 24stündige Alterungsdauer, steigend von Zimmertemperatur auf 50° C und dann um je 25° bis auf 200° C Alterungstemperatur.

bildung stellt die Proben der Reihe 1 mit 16stündiger, die untere die der Reihe 2 mit 24stündiger Alterungsdauer dar, geordnet von links nach rechts mit steigender Alterungstemperatur. Die ersten beiden Proben jeder Reihe sind bei Zimmertemperatur gealtert, die beiden nächsten bei 50° C und danach steigend um je 25° bis zu 200° C.

Eigenartig ist, daß die Kurve des Metallverlustes (Abb. 15) nicht regelmäßig mit der Alterungstemperatur ansteigt, sondern daß sie z. B. bei Reihe 1 zunächst bis zu einer Temperatur von 100° C sehr allmählich steigt, darauf bis zu 150° C sehr steil und von 150 bis 200° C wieder erheblich flacher. Bei 24stündiger Alterungsdauer beginnt der schroffe Anstieg der Kurve schon bei niedrigerer Temperatur, verändert sich zwischen 150 und 175° C nur unwesentlich und zeigt darauf ein erneutes schroffes Ansteigen bis zu 200° C. Aus beiden Kurven ergibt sich unter Berücksichtigung der in den Abb. 5 bis 10 abgeleiteten kritischen Dispersion ein zugehöriger Metallverlust von etwa 70 g/m². Bei dem verhältnismäßig hohen Werte dieses Metallverlustes bei der kritischen Dispersion kann ich nicht annehmen, daß die kritische Dispersion entsprechend der oben erwähnten Vorstellung von Jeffries und Archer nur dem 10fachen Atomdurchmesser entsprechen

[1]) Z. f. Metallkunde. Bd. 17 (1925), S. 148. Korrosion und Metallschutz, Bd. 1 (1925), S. 70.

soll. Zahlenmäßige Angaben lassen sich natürlich hierbei nicht machen, weil sich ja alles in untermikroskopischer Größenordnung bewegt. Jedenfalls lassen aber die Kurven der Abb. 15 darauf schließen, daß die künstliche Alterung stufenweise zu ziemlich scharf voneinander getrennten Dispersitätsgraden zu führen scheint.

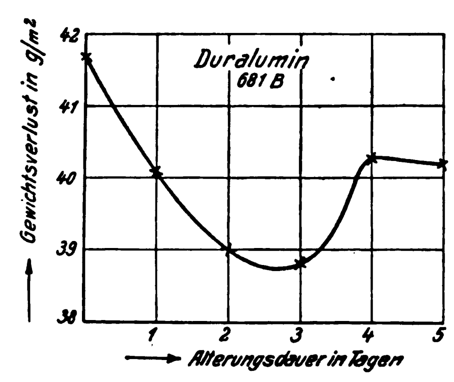


Abb. 17. Gewichtverlust von Duralumin *681 B* nach der oxydischen Kochsalzprobe beim Altern bei Zimmertemp.

Zum Vergleich sei noch in Abb. 17 der von mir an Duralumin 681 B ermittelte Metallverlust im Verlaufe des Alterns bei Zimmertemperatur wiedergegeben. Große Unterschiede treten bei dieser Art der Alterung nicht auf. Der Metallverlust wird im Verlauf des Alterns etwas geringer, d. h. die Korrosionsfestigkeit wird etwas besser, was mit der Hypothese von Fraenkel in Einklang steht. Jedoch möchte ich auf diese Frage nicht näher eingehen. Zu bemerken ist nur noch als zusammenfassendes Ergebnis dieser Untersuchung, daß die anfängliche Überlegenheit der magnesiumfreien Legierungen nach dem Abschrecken gegenüber dem Duralumin, die sich aus dem geringen Metallverlust von etwa 2 g/m² gegen etwa 40 g/m² beim Duralumin ergibt, bei der künstlichen Alterung je nach der Temperatur und Dauer dieser Behandlung sich wieder mehr oder weniger ausgleicht.

Wenn wir nun zum Schluß die Ergebnisse der bisherigen Forschungen über die Veredelungsvorgänge zusammenfassen wollen, so können wir folgendes feststellen:

Die Veredelung des Duralumins geschieht in erster Linie durch die Verbindung Mg_2Si. Ob die Verbindung $CuAl_2$ lediglich als Mischkristallbildner verfestigend wirkt oder sich ebenfalls an der Veredelung beteiligt, sei dahingestellt, sicher scheint mir jedoch zu sein, daß die Veredelungswirkung des $CuAl_2$ beim Altern des Duralumins bei Zimmertemperatur noch nicht voll ausgenutzt wird. Der Mechanismus der Veredelungswirkung der Verbindung Mg_2Si ist noch nicht sicher aufgeklärt. Die verschiedenen Hypothesen, die es hierüber gibt, werden durch das Verhalten einiger Eigenschaften bestätigt, von anderen dagegen widerlegt. Sicher ist jedenfalls, daß eine Komponente nur unter der Voraussetzung veredelnd wirken kann, wenn sie von Aluminium in gewissen Mengen in fester Lösung aufgenommen wird und wenn ihre Löslichkeit mit sinkender Temperatur abnimmt.

Im Gegensatz zu der nicht völlig aufgeklärten Veredelung des Duralumins bei Zimmertemperatur halte ich die Vorgänge bei der Veredelung der magnesiumfreien, kupferhaltigen Legierungen durch Altern bei erhöhter Temperatur für völlig aufgeklärt und führe sie entsprechend der Theorie von Merica auf eine Ausscheidung des überschüssigen Kupfers in Form von hochdispersen $CuAl_2$-Teilchen zurück. Im Verlaufe des Alterns koagulieren die Teilchen je nach der Höhe der angewandten Temperatur mehr oder weniger schnell zu gröberen Komplexen, wobei schließlich eine ganz bestimmte Größenordnung (kritische Dispersion) erreicht wird, die einen Höchstwert der Festigkeitseigenschaften und einen gleichzeitigen Tiefstwert der Formänderungsfähigkeit verursacht. Allerdings ist die Trennung der Veredelungsfrage in das Altern bei Zimmertemperatur und bei erhöhter Temperatur, wie ich sie streng durchführe, noch kürzlich von Gayler[1]) bestritten worden; auch hat Prof. Fraenkel, der mit mir bezüglich der Trennung der Veredelungsfrage übereinstimmt, auf der Hauptversammlung der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde in Breslau im Oktober 1925 sich meiner Auffassung über die Veredelung der magnesiumfreien Legierungen beim künstlichen Altern nicht unbedingt angeschlossen, sondern eine neue, ziemlich komplizierte, rein hypothetische Ansicht ausgesprochen. Ich halte aber trotzdem an meiner Ansicht fest, da alle bisherigen Untersuchungsergebnisse damit übereinstimmen. Auch das Verhalten der elektrischen Leitfähigkeit und der chemischen Widerstandsfähigkeit, das der Ausscheidungshypothese bezüglich des gewöhnlichen Alterns widerspricht, stimmt für die künstliche Alterung durchaus mit der von mir gegebenen Erklärung nach Merica überein.

Die Eigenart der Veredelungsvorgänge bringt es mit sich, daß die vergütbaren Aluminiumlegierungen einer längeren Erhitzung auf höhere Temperaturen als etwa 200° C im Betriebe nicht ausgesetzt werden dürfen. Bei Temperaturen von etwa 350 bis 400° C tritt ein vollständiges Weichglühen unter gänzlicher Aufhebung der Veredelung ein. Durch erneutes Ausglühen bei der Veredelungstemperatur mit nachfolgendem Abschrecken und Altern kann die Veredelung beliebig oft wieder hervorgerufen werden. Voraussetzung ist dabei allerdings, daß das durch die mechanische Bearbeitung erhaltene Durchkneten der Legierung nicht durch eine zu hohe Temperatur verloren geht und eine Gußstruktur eingetreten ist, die nicht annähernd die gleichen mechanischen Eigenschaften zu erreichen gestattet. Dies ist auch der Grund dafür, daß die vergütbaren Aluminiumlegierungen sich nicht durch Schweißen verbinden lassen, was für den Luftfahrzeugbau von großer Bedeutung ist. Denn beim Schweißen wird einerseits, da die Schmelztemperatur der Legierung an der Schweißstelle überschritten wird, Gußstruktur an dieser Stelle geschaffen. Ferner verliert die Legierung auch in der Nähe der Schweißnaht durch den Wärmeabfluß von ihrer ursprünglichen Festigkeit, da auf beiden Seiten der Schweißnaht zwei Stellen vorhanden sein müssen, die infolge des Wärmeabflusses den Weichglühtemperaturen von etwa 350 bis 400° C ausgesetzt worden sind. Mithin ist es erforderlich, nach dem Schweißen die Legierung erneut zu veredeln, wobei zunächst versucht werden muß, die Gußstruktur der Schweißstelle, z. B. durch Hämmern, in ein bearbeitetes Gefüge umzuwandeln, worauf in bekannter Weise durch Erhitzen auf etwa 520° C mit nachfolgendem Abschrecken und Altern die Veredelung zu erfolgen hätte. Nun wird sich dies vielleicht an zwei Blechstreifen, an die man noch von allen Seiten beliebig herankommen kann, noch einigermaßen bewerkstelligen lassen; es wird jedoch im praktischen Betriebe oft nicht möglich sein, die Gußstruktur in der erforderlichen Weise zu beseitigen und auch die nachträgliche Veredelung einwandfrei durchzuführen. Wesentlich geringere Festigkeiten müssen daher die Folge sein. Dazu kommt auch noch, daß eine eingehende Kontrolle der Schweißnähte nicht möglich ist, während man sich von der einwandfreien Ausführung der Nietverbindungen wesentlich besser überzeugen kann. Wenn sich also auch theoretisch zwar die vergütbaren Aluminiumlegierungen schweißen lassen, so halte ich praktisch das Schweißen nicht für durchführbar und für den Flugzeugbau direkt für gefährlich, da niemals eine Gewähr für die Höhe der Festigkeit dabei übernommen werden kann.

Wenn wir uns nun objektiv die Frage vorlegen, welchen praktischen Fortschritt uns die seit der Erfindung des Duralumins gewonnenen wissenschaftlichen Erkenntnisse gebracht haben, so müssen wir zugeben, daß ein nennenswerter Fortschritt in diesem Sinne nicht zu verzeichnen ist. Vielmehr wird auch heute noch das Duralumin als die beste vergütbare Aluminiumlegierung angesehen, was auch



[1]) Met. Ind. (London), Bd. 27 (1925), S. 30.

daraus zu erkennen ist, daß sie bisher trotz ihres hohen Preises noch fast ausschließlich im Luftfahrzeugbau Verwendung findet. Auch die großen Anstrengungen des Auslandes, die mit wesentlich größeren Geldmitteln, als sie uns zur Verfügung stehen, gemacht worden sind, haben keine besseren Legierungen hervorgebracht. Vielmehr sind manche dieser Legierungen nichts anderes als Nachahmungen des deutschen Duralumins, die ohne grundlegende Änderung der Zusammensetzung unter anderem Namen herausgebracht worden sind. Hierzu gehört z. B. die französische, hauptsächlich im Flugzeugbau verwendete Legierung Alférium[1]), die, soviel bisher darüber bekanntgeworden ist, ihrer Zusammensetzung nach vollkommen dem Duralumin entspricht, ferner auch die russische Legierung Koltschugalumin[2]), die lediglich eine Abart des Duralumins mit geringem Nickelzusatz darstellt. Über weitere Legierungen dieser Art habe ich bereits im Februar 1925 auf dem Metallfachabend der Deutschen Gesellschaft für Metallkunde in Berlin berichtet[3]).

Damit soll aber nicht gesagt sein, daß nicht trotzdem die Aussicht besteht, noch weitere Verbesserungen auf dem Gebiet der hochwertigen Aluminiumlegierungen zu erzielen. Wir müssen uns aber darüber klar sein, daß nur weitere rastlose Arbeit zum Erfolg führen kann, und daß wir auch in Deutschland keine Mittel scheuen dürfen, die Untersuchungen in größerem Umfange fortzusetzen.

Einige Anwendungen der bisher durchgeführten Untersuchungen über Rippenverbundwirkung in Flugzeugflügeln.

Von Karl Thalau.

56. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Inhaltsangabe.

I. Abschnitt.

Übersicht über die Ergebnisse der bisher durchgeführten Untersuchungen.

Die bisher vorgenommenen Untersuchungen des Verfassers über Rippenverbundwirkung in Flugzeugflügeln, die im wesentlichen im 52. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., 20. Heft der ZFM von 1925, niedergelegt sind[1]), gestatten die einfache Lösung einiger anderer Aufgaben aus dem gleichen Gebiet.

Im folgenden wird ständig Bezug genommen auf die Bezeichnungen und Abbildungen der vorerwähnten Arbeit; ihre für die Behandlung der hier gestellten Fragen wesentlichen Ergebnisse seien kurz wiederholt.

Die durch Vernachlässigung des Rippentorsionsmomentes angenäherte Querkraft in der Mitte der Endrippe im Rostträgersystem mit zwei parallelen, symmetrischen Holmen von konstantem Querschnitt hat die Größe (vgl. Gl. (3), S. 419, Heft 20)

$$Y_a = \frac{3\,p \cdot l}{16\,(1 + 3\,a + \beta)} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

Die entsprechende Querkraft bei Annahme starrer Rippe wird (vgl. Gl. (6), S. 419)

$$Y_a' = \frac{3\,p \cdot l}{16\,(1 + 3\,a)} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

Diese Querkraft sei als Grundquerkraft bezeichnet.

Der der Gl. (2) entsprechende Ausdruck für die Rippenquerkraft bei unsymmetrischen Holmen von konstantem Querschnitt ist (vgl. Gl. (24) bzw. (25), S. 427, Heft 20)

$$Y'' = \frac{3\,p_v \cdot l}{16\,(1 + 3\,a)} \cdot \varkappa \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

bzw.

$$Y'' = \frac{3\,p_h \cdot l}{16\,(1 + 3\,a)} \cdot \varkappa' \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

Hierin bedeutet

$$\varkappa = 2 \cdot \frac{1 - \frac{p_h}{p_v} \cdot c}{1 + c}$$

und

$$\varkappa' = 2 \cdot \frac{\frac{p_v}{p_h} - c}{1 + c}$$

und wiederum

$$c = \frac{J_{Hv}}{J_{Hh}}.$$

Sind die Holme symmetrisch, haben jedoch von der Wurzel nach dem Ende gesetzmäßig schwächer werdende Querschnitte, so wird die entsprechende Rippenquerkraft (vgl. Gl. (35) und (40), S. 429, Heft 20)

$$Y_a^{(\omega)} = \frac{p\,l}{8} \cdot \frac{\frac{2}{3} - \omega + 2\,\omega^2 - 2\,\omega^3 \cdot \ln\left(1 + \frac{1}{\omega}\right)}{\frac{1}{2} - \omega + (a + \omega^2) \cdot \ln\left(1 + \frac{1}{\omega}\right)} \quad (5)$$

bei geradlinigem Abfall der Holmträgheitsmomente bzw.

$$Y_a^{(\omega')} = \frac{p \cdot l}{8} \cdot \frac{1 - \omega' \cdot \ln\left(1 + \frac{1}{\omega'}\right)}{1 + \sqrt{\omega'} \cdot \left(\frac{a}{\omega'} - 1\right) \operatorname{arctg} \frac{1}{\sqrt{\omega'}}} \quad \ldots \quad (6)$$

bei parabelförmigem Abfall der Holmträgheitsmomente.

Mit Kenntnis dieser Ergebnisse bzw. der hierfür angewandten Bezeichnungen wird die Behandlung der folgenden Aufgaben verständlich.

II. Abschnitt.

Aufgabe A.

Die angenäherte Querkraft in einer Steifrippe, wenn diese zwei parallele, unsymmetrische Holme mit von der Wurzel nach außen abnehmenden Abmessungen am Ende biegungs- und verdrehsteif miteinander verbindet.

---

[1]) Martinot-Lagarde, Technique Moderne, Bd. 17 (1925), S. 216.

[2]) W. Butalow, Messager de l'Industrie des Métaux russes (1924), S. 109.

[3]) Z. f. Metallkunde. Bd. 17 (1925), S. 64.

[1]) Vgl. auch die Aufsätze im 3. Heft der ZFM von 1925 und im 10. Heft von 1924.

In der Abb. 1 bedeutet:

H_v den Vorderholm,
H_h den Hinterholm,
l (cm) deren Länge,
$2\,h$ (cm) ihren überall gleichen Abstand,
p_v (kg/cm) die laufende Belastung auf H_v,
p_h (kg/cm) die laufende Belastung auf H_h.

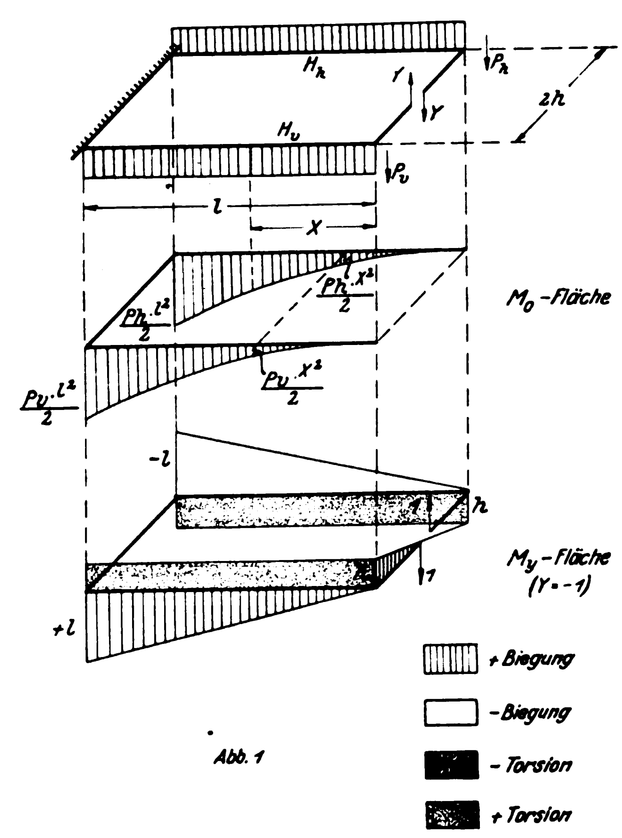


Abb. 1

Auf Grund der bisher durchgeführten Untersuchungen wird als zulässig erachtet, als entlastende unbekannte Größe nur die an der Rippenschnittstelle auftretende Querkraft senkrecht zur Tragwerksebene anzunehmen; es wären also die Einflüsse des unbekannten Torsions- und des Biegungsmomentes vernachlässigt, wie weiter auch die tatsächlichen Steifigkeitsverhältnisse der Endrippe; sie wird als biegungs- und torsionsstarr angesehen.

Nun kann für geometrisch ähnliche Holmquerschnitte wieder gesetzt werden:

$$\frac{J_{Hv}^{(x)}}{J_{Hh}^{(x)}} = \frac{J'^{(x)}_{pv}}{J'^{(x)}_{ph}} = c = \frac{J_{Hv}^{(l)}}{J_{Hh}^{(l)}} = \frac{J'^{(l)}_{pv}}{J'^{(l)}_{ph}}\,.$$

(Die oberen Indices »x« bzw. »l« besagen, an welcher Stelle vom Holmende an gemessen das Trägheitsmoment betrachtet wird.)

Fallen in der ersten Betrachtung die Holmträgheitsmomente von der Wurzel nach den Enden geradlinig ab bis zu einem Endwert »a«, so ist

$$J_{Hv}^{(x)} = a + b \cdot x$$

$$J_{Hh}^{(x)} = \frac{a + b \cdot x}{c}$$

und

$$J_{Hv}^{(l)} = a + b \cdot l$$

$$J_{Hh}^{(l)} = \frac{a + b \cdot l}{c}\,.$$

Es wird dann ebenfalls aus Gründen geometrischer Ähnlichkeit

$$\frac{J_{Hv}^{(l)}}{J_{Hv}^{(x)}} = \frac{J_{Hh}^{(l)}}{J_{Hh}^{(x)}} = \frac{J'^{(l)}_{pv}}{J'^{(x)}_{pv}} = \frac{J'^{(l)}_{ph}}{J'^{(x)}_{ph}} = \frac{a + b \cdot l}{a + b \cdot x}\,.$$

Im Hinblick auf

$$Y = \frac{\delta_{0y}}{\delta_{yy}}$$

wird unter Berücksichtigung der Momentenflächen in Abb. 1 zur Aufstellung der δ-Werte geschritten

$$\underline{E \cdot J_{Hv}^{(l)} \cdot \delta_{0y}} = \int_0^l \frac{p_v \cdot x^2}{2} \cdot x \cdot \frac{a + b \cdot l}{a + b \cdot x} \cdot dx - $$

$$- \int_0^l \frac{p_h \cdot x^2}{2} \cdot x \cdot \frac{a + b \cdot l}{a + b \cdot x} \cdot c \cdot dx$$

$$= \frac{a + b \cdot l}{2} \cdot (p_v - p_h \cdot c) \cdot \int_0^l \frac{x^3 \cdot dx}{a + b \cdot x}$$

$$= \underline{\frac{a + b\,l}{2} \cdot (p_v - p_h \cdot c) \left(\frac{l^3}{3\,b} - \frac{a\,l^2}{2\,b^2} + \right.}$$

$$\underline{\left. + \frac{a^2\,l}{b^3} - \frac{a^3}{b^4} \cdot \ln \frac{a + b\,l}{a} \right)}$$

$$E \cdot J_{Hv}^{(l)} \cdot \delta_{yy} = \int_0^l x^2 \cdot \frac{a + b\,l}{a + b\,x} \cdot dx + \int_0^l x^2 \cdot \frac{a + b\,l}{a + b\,x} \cdot c \cdot dx +$$

$$+ \int_0^l h^2 \cdot dx \cdot \frac{E\,J_{Hv}^{(l)}}{G \cdot J'^{(x)}_{pv}} \cdot \left(\frac{J'^{(l)}_{pv}}{J'^{(l)}_{pv}} \right) +$$

$$+ \int_0^l h^2 \cdot dx \cdot \frac{E \cdot J_{Hv}^{(l)}}{G \cdot J'^{(x)}_{ph}} \cdot \left(\frac{J'^{(l)}_{pv}}{J'^{(l)}_{pv}} \right) \cdot \left(\frac{J'^{(x)}_{pv}}{J'^{(x)}_{pv}} \right)$$

$$E \cdot J_{Hv}^{(l)} \cdot \delta_{yy} = (a + b\,l)(1 + c) \int_0^l \frac{x^2 \cdot dx}{a + b\,x} +$$

$$+ h^2 \cdot c_1 \cdot (a + b\,l)(1 + c) \cdot \int_0^l \frac{dx}{a + b\,x}$$

$$\underline{E \cdot J_{Hv}^{(l)} \cdot \delta_{yy} = (a + b\,l)\,(1 + c) \left(\frac{l^2}{2\,b} - \frac{a\,l}{b^2} + \right.}$$

$$\underline{\left. + \frac{a^2}{b^3} \cdot \ln \frac{a + b\,l}{a} + h^2 \cdot c_1 \cdot \frac{1}{b} \cdot \ln \frac{a + b\,l}{a} \right)}.$$

Für $p_h = 0$ und $c = 1$ gehen diese Ausdrücke über in die Gl. (31) und (32) auf Seite 428 in Heft 20. Ihre Division gibt

$$\underline{\underline{Y = \frac{(p_v - p_h \cdot c)}{2\,(1 + c)} \cdot \frac{l}{2} \cdot \frac{\frac{2}{3} - \omega + 2\,\omega^2 - 2\,\omega^3 \cdot \ln\left(1 + \frac{1}{\omega}\right)}{\frac{1}{2} - \omega + \ln\left(1 + \frac{1}{\omega}\right)(a + \omega^2)}}}$$

(vgl. Gl. (35), S. 429, Heft 20).

Bedeutet nun entsprechend Gl. (5) der Ausdruck $Y_{a(pv)}^{(\omega)}$ die Querkraft, die bei einziger Belastung des Vorderholms mit p_v entsteht, so kann geschrieben werden

$$\underline{\underline{Y = Y_{a\,(pv)}^{(\omega)} \cdot \varkappa}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (7)$$

und in gleicher Weise

$$\underline{\underline{Y = Y_{a\,(ph)}^{(\omega)} \cdot \varkappa'}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (8)$$

Wie früher wird nun angenommen, daß die Holmträgheitsmomente der Gleichung gehorchen mögen

$$J_{Hv}^{(x)} = a + b\,x^2$$

$$J_{Hh}^{(x)} = \frac{a + b\,x^2}{c}\,.$$

Ähnliche Überlegungen, wie oben, führen dann zu dem Ergebnis:

$$\underline{\underline{Y = \frac{(p_v - p_h\,c)}{2\,(1 + c)} \cdot \frac{l}{2} \cdot \frac{1 - \omega' \cdot \ln\left(1 + \frac{1}{\omega'}\right)}{1 + \sqrt{\omega'} \cdot \operatorname{arc\,tg} \frac{1}{\sqrt{\omega'}} \left(\frac{a}{\omega'} - 1 \right)}}},$$

und es kann wieder gesetzt werden

$$Y = Y^{(\omega')}_{a\,(p\,v)} \cdot \varkappa \quad \ldots \ldots \ldots \quad (9)$$

bzw.

$$Y = Y^{(\omega')}_{a\,(p\,h)} \cdot \varkappa' \quad \ldots \ldots \ldots \quad (10)$$

Damit ist gesagt, daß die im betrachteten Fall auftretende Querkraft gefunden wird aus einer Kombination der Einzelfälle, die in den §§ 5 und 6 im Heft 20 behandelt wurden; die in den Abb. 21 und 22, Heft 20, aufgetragenen Querkraftkurven für verschiedene ω und ω' können ohne weiteres verwendet werden.

Ganz allgemein kann die einleuchtende Folgerung gezogen werden, daß unter den eingeführten Voraussetzungen das Gesetz des Verlaufes der Holmträgheitsmomente keinen Einfluß ausübt auf die Beiwerte $\varkappa$ bzw. $\varkappa'$, welche die Wirkung der Unsymmetrie von Vorder- und Hinterholm zum Ausdruck bringen; liegt der allgemeine Fall unsymmetrischer Holme mit gesetzmäßig verlaufenden Trägheitsmomenten vor, so ermittelt man zunächst die Querkraft für symmetrischen Aufbau mit Belastung eines Holmes und multipliziert das Ergebnis dann mit dem maßgebenden Wert von $\varkappa$ oder $\varkappa'$.

Aufgabe B.

Die angenäherte Querkraft in einer starren Endrippe im zweiholmigen, halbfreitragenden Flugzeugflügel.

In Erweiterung der Bezeichnungen in Aufgabe A bedeutet in Abb. 2

St_v		die am Rumpf und Holm gelenkig angeschlossene Vorderstrebe,
St_h		die entsprechende Hinterstrebe,
l_1	(cm)	die Länge des Holminnenfeldes,
l_2	(cm)	die Länge des Holmkragarmes,
l	(cm)	die ganze Holmlänge,
p	(kg/cm)	die laufende Belastung auf einen Holm.

M_0-Fläche

M_y-Fläche ($Y = -1$)

+ Biegung
– Biegung
– Torsion
+ Torsion

Abb. 2

Nach den bisherigen Untersuchungen ist verständlich, daß die Verdrehsteifigkeit der Holme durch die Ausbildung ihrer Querschnitte und ihrer Lagerung gewährleistet sein muß, um eine Verbundwirkung zu erhalten. Bezüglich der Lagerung sind nun zwei Fälle denkbar; einmal kann angenommen werden, daß die Holme durch die entsprechende Ausbildung des Anschlusses am Rumpf verdrehsteif eingespannt sind; dann erstreckt sich das den Einfluß der Holmverdrehung berücksichtigende Integral in den δ-Werten über die ganze Holmlänge von 0 bis l; oder aber man nimmt an, daß der Strebenanschluß am Holm so ausgebildet ist, daß er als starre Einspannung des Holmes in bezug auf Verdrehung angesehen werden kann; dann erstreckt sich das oben bezeichnete Integral nur über den Kragarm von 0 bis l_2.

Der letztere Fall ist denkbar, wenn eine starre Strebe den Holm gabelförmig umfaßt, wie dies in Ausführungen der Praxis manchmal durchgeführt ist. In Wirklichkeit wird diese Einspannung aber infolge des Nachgebens der Strebe stets als mehr oder weniger e l a s t i s c h anzusehen sein, so daß der tatsächliche Wert für die Rippen-Querkraft zwischen den beiden Grenzwerten für feste Verdreheinspannung am Rumpf bzw. an der Strebe zu suchen ist.

In diesem Zusammenhang möge auf eine Strebenbeanspruchung hingewiesen werden, die im allgemeinen bisher nicht berücksichtigt wird; das ist die Biegung der Strebe infolge ihrer Einspannung am Holm; das Einspannmoment am Strebenkopf ist zu ermitteln aus dem Verdrehmoment im Holm am Strebenanschluß.

Untersucht wird zunächst der Fall der verdrehsteifen Holmeinspannung am Rumpf.

Die allgemeine Form der δ-Werte muß wegen des Zutretens der Streben jetzt lauten:

$$\delta_{ik} = \int \frac{M_i\, M_k \cdot d\,x}{E_H \cdot J_H} + \int \frac{T_i \cdot T_k \cdot d\,x}{G_H \cdot J_{pH}'} + \Sigma\, \frac{S_i \cdot S_k \cdot s}{E_{St} \cdot F_{St}}.$$

Wie die Nachrechnung einiger Beispiele leicht zeigt, kann jedoch der Einfluß der tatsächlichen Elastizitätsverhältnisse der Streben ohne Beeinflussung der Ergebnisse vernachlässigt und $E_{St} \cdot F_{St} = \infty$ gesetzt werden.

Unter Berücksichtigung der Kräfte- und Momentenbilder in Abb. 2 wird dann mit

$$m = \frac{l_1}{l_2}$$

die Querkraft

$$Y = \frac{E_H \cdot J_H \cdot \delta_{0v}}{E_H\, J_H \cdot \delta_{vv}} = \frac{\frac{p\, l_2^4}{8}\left(1 + \frac{4}{3}\, m - \frac{1}{3}\, m^3\right)}{\frac{2}{3}\, l_2^3 (1 + m)(1 + 3\,a)}$$

$$Y = \frac{3\,p\,l_2}{16\,(1 + 3\,a)} \cdot \left(1 + \frac{1}{3}\, m - \frac{1}{3}\, m^2\right),$$

so daß mit Hinblick auf Gl. (2) geschrieben werden kann

$$Y = Y_a' \cdot \left(1 + \frac{1}{3}\, m - \frac{1}{3}\, m^2\right) \quad \ldots \ldots \quad (11)$$

Betrachtet man demnach das überkragende Ende als am Strebenanschluß biegungs- und torsionssteif eingespanntes Grundsystem, so wird die dem tatsächlich bestehenden System entsprechende Querkraft gefunden, indem man die Grundquerkraft mit dem Klammerausdruck

$$\left(1 + \frac{1}{3}\, m - \frac{1}{3}\, m^2\right)$$

multipliziert. Den Verlauf dieser Funktion über m zeigt Abb. 3. Es ist daraus ersichtlich, daß für $m = 0$ ($l_1 = 0$) die Querkraft erwartungsgemäß in die des Grundsystems übergeht; das gleiche Ergebnis tritt für $m = 1$ ($l_1 = l_2$) ein; dazwischen liegen die Beiwerte für Y über »1« mit dem Größtwert 1,083 für $m = 0{,}5$ ($l_1 : l_2 = 2:1$). Wird die Grenze $l_1 = l_2$ überschritten, so bleibt die Querkraft ständig unter der des Grundsystems, schneidet bei $m = 2{,}34$ die Abszissenachse und wächst dann negativ mit steigendem m. Dieser Verlauf leuchtet ohne weiteres ein, da Richtungssinn und

Größe der Rippenquerkraft abhängig sind von Richtungssinn und Größe der Enddurchbiegungen, die im vorliegenden System unter sonst gleichbleibenden Verhältnissen bedingt sind durch den Quotienten $\frac{l_1}{l_2}$.

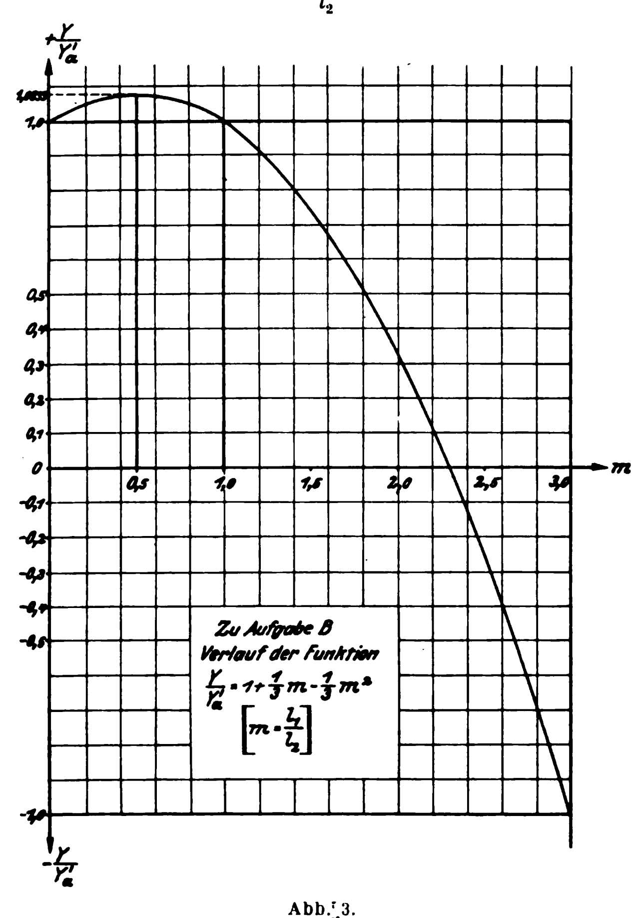


Abb. 3.

Sind die Holme durch den Strebenkopf in bezug auf Verdrehung fest eingespannt, so lautet der Ausdruck für die Rippenquerkraft

$$Y = \frac{3\,p\,l_2\left(1 + \frac{4}{3}\,m - \frac{1}{3}\,m^3\right)}{16\,(1 + 3\,a + m)} \quad \ldots\ldots (12)$$

der naturgemäß unter sonst gleichen Voraussetzungen stets etwas höhere Werte für die Querkraft liefert als Gl. (11). Setzt man beispielsweise

$$a = 0{,}1$$
$$m = 1{,}0$$

so wird mit Gl. (11)

$$\underline{Y = 0{,}144\;p\,l_2}$$

und mit Gl. (12)

$$\underline{Y = 0{,}163\;p\,l_2}.$$

Wird $m = 0{,}5$, so ergibt sich aus Gl. (11)

$$\underline{Y = 0{,}158\;p\,l_2}$$

und anderseits aus Gl. (12)

$$\underline{Y = 0{,}169\;p\,l_2}.$$

Die Ergebnisse aus Gl. (11) bewegen sich demnach auf der sicheren Seite, ohne durch zu große Unterschiede — die übrigens mit sinkendem m auch fallen — von den günstigeren Werten unwirtschaftlich zu werden.

Aufgabe C.

Untersuchung des dreiholmigen Flügels mit einer starren Endrippe[1]).

[1]) Vgl. auch den zweiten Teil in des Verfassers Aufsatz im 10. Heft der ZFM von 1924.

Die gleichen Bezeichnungen wie bisher seien wie folgt erweitert (vgl. Abb. 4, a—f):

J_{Hm}	(cm⁴)	bedeutet	das durchlaufend gleiche Trägheitsmoment des Mittelholmes H_m in bezug auf die Z-Achse,
J_{pm}'	(cm⁴)	»	einen J_{pv}' entsprechenden Ausdruck für den Mittelholm,
p	(kg/cm)	»	die laufende Belastung auf den Vorder- oder Hinterholm,
p_m	(kg/cm)	»	die laufende Belastung auf den Mittelholm,
$2\,h$	(cm)	»	den überall gleichen Abstand der äußeren Holme.

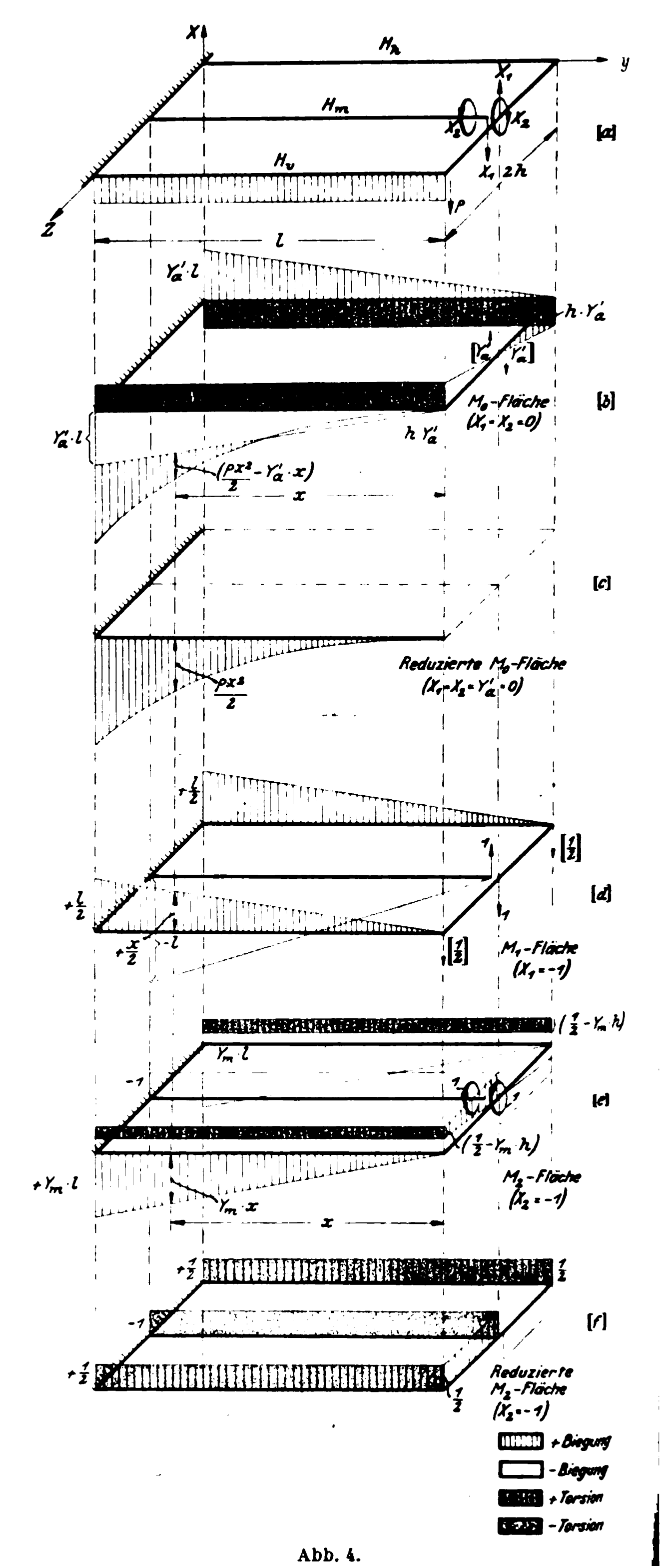




Abb. 4.

Es sei ferner wieder biegungs- und torsionsstarre Endrippe ($J_R = \infty = J_{pR}'$), und Gleichheit der äußeren Holme ($J_{Hv} = J_{Hh}$; $J_{pv}' = J_{ph}'$), angenommen. Ein beliebiger Belastungszustand auf alle drei Holme wird durch getrennte Untersuchung zweier Einzelzustände und nachheriger Anwendung des Superpositionsgesetzes behandelt; und zwar wird zuerst der Fall einziger Belastung eines der beiden äußeren Holme mit p, dann der Fall einziger Belastung des Mittelholmes mit p_m untersucht.

Die nächste Überlegung gilt der Festsetzung der wirksamen bzw. wesentlichen unbekannten inneren Kräfte, wenn die biegungs- und torsionssteife Verbindung zwischen Mittelholm und Steifrippe durchschnitten gedacht wird. Berücksichtigt man wieder die Tatsache, daß horizontale Reaktionen im System durch vertikale Belastungen aus Gleichgewichtsgründen nicht hervorgerufen werden können, so würden an der Schnittstelle als Unbekannte wirksam bleiben

1. eine Querkraft X_1 senkrecht zur $Y \div Z$-Ebene,
2. ein Torsionsmoment X_2 parallel zur $X \div Z$-Ebene,
3. ein Biegungsmoment parallel zur $X \div Y$-Ebene.

Es leuchtet ohne rechnerischen Nachweis ein, daß der Einfluß der 3. Unbekannten in den meisten Fällen vernachlässigbar klein ist, so daß in der folgenden Untersuchung nur die Wirkung der Größen X_1 und X_2 berücksichtigt wird. Der Nachrechnung wird dabei der geschlossene äußere Stabzug, Vorderholm, Steifrippe und Hinterholm, als statisch unbestimmtes Hauptsystem zugrunde gelegt, da ja das Kräftespiel in diesem System auf Grund der früheren Untersuchungen als bekannt gelten darf. Für den mit dieser Methode weniger vertrauten Leser sei der dann einzuhaltende Weg kurz angegeben.

Zur Ermittlung der δ-Werte, welche Koeffizienten der Elastizitätsgleichungen sind, bedienen wir uns der Momentenbilder im System, die infolge der einzelnen Belastungszustände ($\Sigma X = 0$; $X_1 = -1$; $X_2 = -1$ usw.) entstehen; ist das Grundsystem nun nicht statisch bestimmt, sondern unbestimmt, so ist nur zu beachten, daß die Momentenflächen für die Einzelzustände entsprechend dem Charakter der statischen Unbestimmtheit eingezeichnet werden (vgl. Abb. 4, *b* und *e*); die Kombination der Momentenflächen erfolgt dann in gewohnter Weise.

Dies erfordert nun unter Umständen eine ziemliche Rechenarbeit, da die M-Flächen in statisch unbestimmten Hauptsystemen verwickelter Natur sein können; man bedient sich deshalb mit Vorteil des sog. »Reduktionssatzes«, der die vorerwähnte Rechenarbeit auf ein Bruchteil vermindert, die Gefahr des Begehens von Fehlern im gleichen Maße herabsetzt, und, abgesehen von der größeren Eleganz der Lösung, diese ungleich übersichtlicher und einfacher gestaltet.

Der Reduktionssatz sei auch im vorliegenden Falle angewandt, und zwar werden die δ-Werte zum Vergleich der aufzuwendenden Arbeit einmal mit, zum anderen ohne seine Benutzung angeschrieben. Dementsprechend zeigt Abb. 4 in den Fig. *b*, *d* und *e* die normalen, in den Fig. *c* und *f* die reduzierten Momentenflächen. Nach dem Reduktionssatz ist es erlaubt, in dem Ausdruck

$$E\,J\,\delta_{i'\,k'} = \int \underbrace{M_{i'} \cdot M_{k'} \cdot d\,x}_{\text{(aus dem stat. unbest. Hauptsystem)}}$$

der den δ-Wert für ein statisch unbestimmtes Hauptsystem verbildlicht, einen der Faktoren im Integral durch den entsprechenden Wert für das statisch bestimmte Hauptsystem zu ersetzen, ohne den Wert von δ zu ändern; demnach ist

$$E \cdot J \cdot \delta_{i'\,k'} = E \cdot J \cdot \delta_{i'\,k} = E \cdot J \cdot \delta_{i\,\cdot\,k'} =$$
$$= \int M_i \cdot \underbrace{M_{k'}\,d\,x = \int M_{i'}}_{\text{aus dem stat. unbest. H.-S.}} \cdot M_k \cdot d\,x$$

(aus dem stat. best. H.-S.)

Auf unser Beispiel angewandt, kann man also statt der Kombination von Abb. (4, b) mit (4, e) auch die von Abb. (4, b) mit (4, f) bzw. von Abb. (4, c) mit (4, e) vornehmen, ohne verschiedene δ_{02} zu erhalten.

Bevor zur Aufstellung der δ-Werte geschritten werden kann, ist noch eine Zwischenüberlegung notwendig; und zwar ist die Ermittlung des Kräftespiels im statisch unbestimmten Hauptsystem vorzunehmen, wenn dieses durch ein zur $X \div Z$-Ebene paralleles, in der Rippenmitte wirkendes Verdrehmoment M_d beansprucht wird; dieser Belastungsfall wird durch den Zustand $X_2 = -1$ hervorgerufen. Wie bisher wird für diesen Fall das System zunächst in ein statisch bestimmtes verwandelt, indem die Rippe in der Mitte durchschnitten, und als Ersatz der vernichteten inneren Kräfte wieder eine Querkraft Y_M angenommen wird (vgl. Abb. 5). Diese Querkraft wird dann mit den bisher benutzten Abkürzungen gefunden zu

$$Y_m = \frac{M_d \cdot c_1 \cdot h \cdot l}{\frac{2}{3}\,l^3 (1 + 3\,a)}$$

$$Y_m = \frac{M_d}{2\,h} \cdot \frac{3\,a}{1 + 3\,a} \quad \ldots\ldots\ldots (13)$$

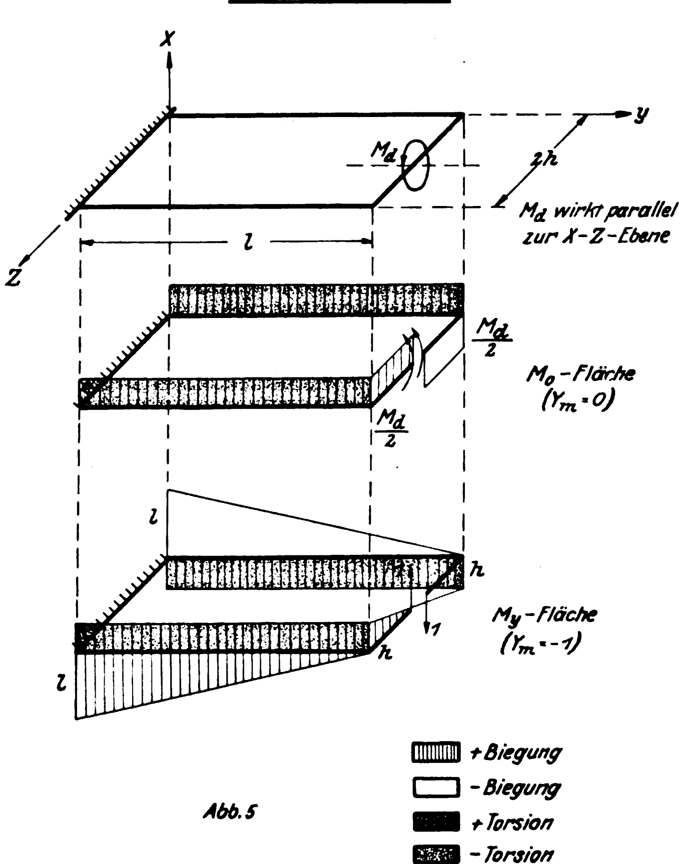


Abb. 5

Die die Holme verbiegende Kraft ist also nicht, wie man bei oberflächlicher Überlegung annehmen könnte, gleich dem verdrehenden Moment dividiert durch den Holmabstand, sondern ist, wie auch logisch, wieder abhängig von der Verdrehsteifigkeit der Holme; in welchem Maße, zeigt Abb. 6, welche den Verlauf der mit ($2\,h : M_d$) multiplizierten Querkraft über a verbildlicht. Demnach verschwindet die Querkraft bei Vorliegen verdreh**starrer** Holme ($a = 0$), so daß dann am Rippenanschluß als Einspannmoment das halbe äußere Verdrehmoment wirkt; die Holme werden nur verdreht und nicht gebogen. Streng genommen ist für diesen Fall der Einfluß der tatsächlichen Rippensteifigkeit zu berücksichtigen, der mit wachsender Verdrehsteifigkeit der Holme wächst, doch ist er in den praktisch vorliegenden Fällen gering.

Mit steigendem a wächst die Querkraft, wodurch ausgedrückt wird, daß das Einspannmoment der Rippe am Holm, welches Verdrehmoment für den Holm ist, kleiner wird, und für $a = \infty$ ganz verschwindet; dieser Zustand wäre mit

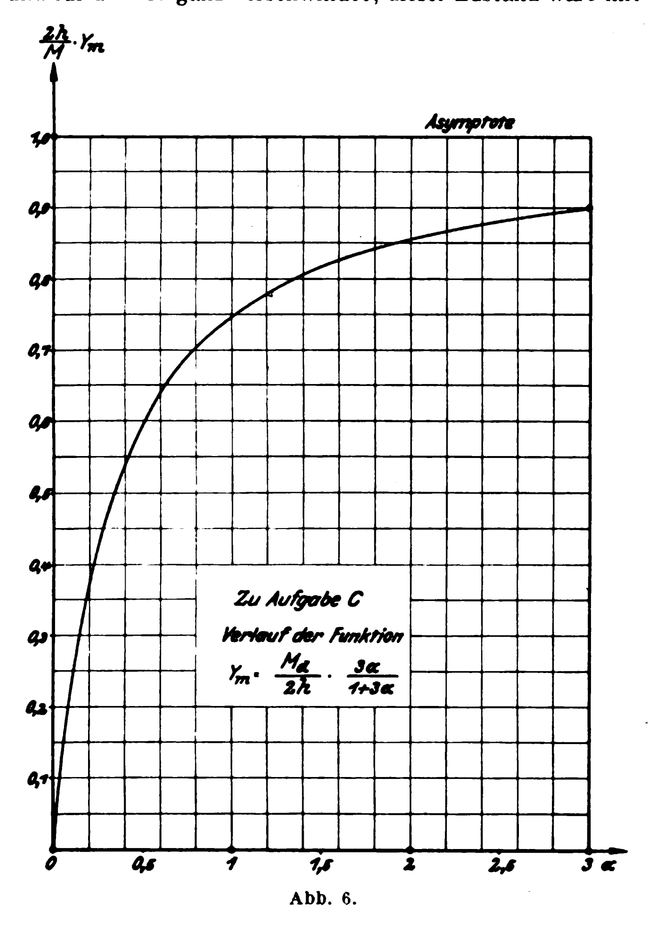


Abb. 6.

gelenkiger Lagerung der Rippe am Holm vergleichbar; die Holme werden dann nur gebogen und nicht verdreht.

Die Abb. 4, a bis f sind schon mit Berücksichtigung der voraufgegangenen Überlegungen aufgezeichnet, so daß nun die einzelnen δ-Werte ermittelt werden können. Mit Anwendung des Reduktionssatzes wird dann mit

$$\frac{J_{H_v}}{J_{H_m}} = \varrho = \frac{J_{H_h}}{J_{H_m}}$$

$$\frac{E_H \cdot J_{H_v}}{G_H \cdot J_{p_v}'} = c_1 \text{ und } \frac{E_H \cdot J_{H_v}}{G_H \cdot J_{p_m}'} = c_1'$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{01} = \int_0^l \frac{p\,x^2}{2} \cdot \frac{x}{2} \cdot d\,x = \underline{\frac{p\,l^4}{16}} \text{ (Abb. 4, c und d)}$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{02} = \int_0^l \frac{p\,x^2}{2} \cdot Y_m \cdot x \cdot d\,x$$

$$= \frac{p}{2} \cdot \frac{1}{2\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a} \int_0^l x^3 \cdot d\,x$$

$$= \underline{\frac{p\,l^4}{16\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a}} \text{ (Abb. 4, c und e)}$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{11} = 2 \int_0^l \left(\frac{x}{2}\right)^2 \cdot d\,x + \varrho \int_0^l x^2\,d\,x$$

$$= \frac{l^3}{6} + \varrho\,\frac{l^3}{3}$$

$$= \underline{\frac{l^3}{6}\,(1 + 2\,\varrho)} \text{ (Abb. 4, d)}$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{12} = 0$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{22} = 2\,c_1 \int_0^l \frac{1}{2}\left(\frac{1}{2} - h \cdot Y_m\right) d\,x + c_1' \int_0^l (-1)^2\,d\,x$$

$$= c_1 \cdot \frac{l}{2}\left(1 - \frac{3\,a}{1+3\,a}\right) + c_1' \cdot l$$

$$= \underline{c_1 \cdot \frac{l}{2} \cdot \frac{1}{1+3\,a} + c_1' \cdot l} \text{ (Abb. 4, e und f).}$$

Bedient man sich nicht des Reduktionssatzes, so gestaltet sich die Ermittlung der δ-Werte folgendermaßen:

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{01} = \int_0^l \left(\frac{p\,x^2}{2} - Y_a \cdot x\right) \frac{x}{2}\,d\,x + \int_0^l Y_a \cdot x\,\frac{x}{2}\,d\,x$$

$$= \int_0^l \frac{p\,x^2}{2} \cdot \frac{x}{2}\,d\,x - \int_0^l Y_a \cdot x\,\frac{x}{2}\,d\,x + \int_0^l Y_a\,x\,\frac{x}{2}\,d\,x$$

$$= \underline{\frac{p\,l^4}{16}}$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{02} = \int_0^l \left(\frac{p\,x^2}{2} - Y_a \cdot x\right) Y_m\,x \cdot d\,x - \int_0^l Y_a \cdot x \cdot Y_m \cdot x \cdot d\,x$$

$$+ 2 \cdot c_1 \int_0^l Y_a \cdot h\left(\frac{1}{2} - Y_m \cdot h\right) d\,x$$

$$= \int_0^l \frac{p\,x^2}{2} \cdot \frac{1}{2\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a} \cdot x \cdot d\,x -$$

$$- 2 \int_0^l \frac{3\,p\,l}{16\,(1+3\,a)} \cdot x \cdot \frac{1}{2\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a}\,x \cdot d\,x +$$

$$+ 2 \cdot c_1 \int_0^l \frac{3\,p\,l}{16\,(1+3\,a)} \cdot \frac{h}{2}\left(1 - \frac{3\,a}{1+3\,a}\right) d\,x$$

$$= \frac{p}{4\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a} \cdot \frac{l^4}{4} - \frac{3\,p\,l^4}{16\,(1+3\,a)} \cdot \frac{a}{1+3\,a} \cdot \frac{1}{h} +$$

$$+ \frac{3\,p\,l}{16\,(1+3\,a)} \cdot \frac{1}{1+3\,a} \cdot h \cdot c_1 \cdot l$$

$$= \frac{p\,l^4}{16\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a} - \frac{3\,p\,l^4}{16\,(1+3\,a)^2} \cdot \left(\frac{a}{h} - \frac{h^2 \cdot c_1}{l^2 \cdot h}\right)$$

$$= \underline{\frac{p\,l^4}{16\,h} \cdot \frac{3\,a}{1+3\,a}}$$

$$E_H \cdot J_{H_v} \cdot \delta_{22} = 2 \int_0^l (Y_m \cdot x)^2\,d\,x + 2 \cdot c_1 \int_0^l \left(\frac{1}{2} - Y_m \cdot h\right)^2 \cdot d\,x$$

$$+ c_1' \cdot \int_0^l d\,x$$

$$= 2 \cdot \frac{1}{4\,h^2} \cdot \frac{9\,a^2}{(1+3\,a)^2} \cdot \frac{l^3}{3} +$$

$$+ \frac{c_1}{2}\left(1 - \frac{3\,a}{1+3\,a}\right)^2 \cdot l + c_1' \cdot l$$

$$= \frac{3\,a^2 \cdot l^3}{2\,h^2\,(1+3\,a)^2} + \frac{c_1 \cdot l}{2\,(1+3\,a)^2} + c_1' \cdot l$$

$$= \frac{c_1 \cdot l}{2} \cdot \frac{1}{1+3\,a}\left(\frac{1}{1+3\,a} + \right.$$

$$\left. + \frac{3\,a^2 \cdot l^2}{h^2 \cdot c_1\,(1+3\,a)}\right) + c_1' \cdot l$$

$$= \underline{\frac{c_1 \cdot l}{2} \cdot \frac{1}{1+3\,a} + c_1' \cdot l.}$$

Infolge des Verschwindens von δ_{12} werden die beiden Elastizitäts-Gleichungen für X_1 und X_2 voneinander unabhängig, so daß man setzen kann

$$X_1 = \frac{\delta_{01}}{\delta_{11}} \quad \text{bzw.} \quad X_2 = \frac{\delta_{02}}{\delta_{22}}.$$

Demnach

$$X_1 = \frac{6\,p\,l^4}{16 \cdot l^3\,(1 + 2\,\varrho)}$$

$$X_1 = \frac{3\,p\,l}{8\,(1 + 2\,\varrho)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (14)$$

$$X_2 = \frac{3\,p\,l^4 \cdot a}{16\,h\,(1 + 3\,a) \cdot \frac{l}{2} \cdot \left(\frac{c_1}{1 + 3\,a} + 2\,c_1'\right)}$$

$$X_2 = \frac{3\,p \cdot l \cdot h}{8\left(1 + 2\,\frac{c_1'}{c_1} + 6\,\frac{c_1'}{a^2}\right)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (15)$$

Der Verlauf der X_1-Kurve ist in Abb. 7 über ϱ aufgetragen; die Querkraft nimmt demnach ab mit steigendem ϱ; für $\varrho = 0$ wird der günstigste Grenzwert mit $X_1 = \frac{3}{8} \cdot p\,l$ erreicht; dies ist der Ausdruck für den Auflagerdruck eines einseitig eingespannten und anderseitig gelenkig gelagerten Balkens am gelenkigen Auflager, was einleuchtet, da $\varrho = 0$ bedingt $J_{H_m} = \infty$, so daß dann tatsächlich der Vorderholm am Ende auf einem starren Auflager ruht.

Zu Aufgabe C
Verlauf der Funktionen

$X_1 = \frac{3\,p\,l}{8\,(1+2\,\varrho)}$

$X_1^{(m)} = -\frac{3 \cdot p_m \cdot l \cdot \varrho}{4\,(1+2\,\varrho)}$

Abb. 7.

Der Grenzwert für das Verdrehmoment ist erwartungsgemäß $X_2 = \frac{3}{8} \cdot p \cdot l \cdot h$, und wird dadurch erhalten, daß man nacheinander setzt

$$J_{p\,v}' = 0;$$

(dadurch wird $c_1 = \infty$

und $X_2 = \frac{3 \cdot p\,l \cdot h}{8\left(1 + 6\,\frac{c_1'}{a^2}\right)}$);

ferner

$$J_{p\,m}' = \infty$$

(dadurch wird $c_1' = 0$).

Übergehend zur Ermittlung des zweiten Belastungszustandes, laufende Last p_m auf dem Mittelholm, zeigt sich aus Betrachtung der Abb. 8, daß nur eine Querkraft $X_1^{(m)}$, jedoch kein Torsionsmoment auftreten kann. Die Kombination von Abb. 8 mit Abb. 4, d ergibt

$$X_1^{(m)} = \frac{\delta_{01}^{(m)}}{\delta_{11}} = -\frac{6 \cdot p_m \cdot l^4 \cdot \varrho}{8 \cdot l^3\,(1 + 2\,\varrho)}$$

$$X_1^{(m)} = -\frac{3\,p_m \cdot l \cdot \varrho}{4\,(1 + 2\,\varrho)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (16)$$

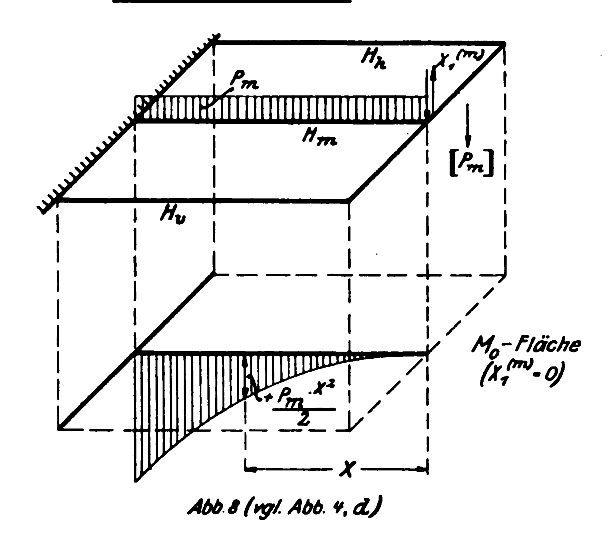


Abb. 8 (vgl. Abb. 4, d)

Das negative Vorzeichen bedeutet, daß bei Belastung des Mittelholmes die Querkraft X_1 anderen Richtungssinn hat als bei Belastung eines der beiden äußeren Holme. Den Verlauf der $X_1^{(m)}$-Kurve über ϱ gibt ebenfalls Abb. 7 wieder; wie ein Vergleich der Gl. (14) und (16) nämlich zeigt, kann geschrieben werden

$$X_1^{(m)} = \frac{3}{8} \cdot p\,l - X_1,$$

so daß in Abb. 7 die Ordinaten oberhalb der ϱ-Achse bis zur X-Kurve für die Querkraft X_1, die Ordinaten oberhalb der X-Kurve bis zur Parallelen der ϱ-Achse durch den Grenzwert 0,375 für die Querkraft $X_1^{(m)}$ gelten. Für $\varrho = 0$ wird dann $X_1^{(m)} = 0$, während für $\varrho = \infty$, $J_{H_v} = \infty$ oder Lagerung des einseitig eingespannten Mittelholmes auf unbeweglichem Lager am anderen Ende, wieder der Grenzwert von

$$X_1^{(m)} = \frac{3}{8} \cdot p_m \cdot l$$

erreicht wird.

Mit vorstehendem darf auch diese Aufgabe als gelöst gelten; sie soll nun durch einige Beispiele erläutert werden.

1. Beispiel.

Betrachtet wird ein Tragwerk mit Metallholmen. Es sei

$$J_{H_v} = J_{H_h} = 0{,}5 \cdot J_{H_m}$$
$$\varrho = 0{,}5$$
$$c_1 = 1{,}3$$

$$c_1' = 0{,}65$$
$$a = \frac{l}{h} = 8$$
$$\alpha = 0{,}02.$$

Belastet sei nur H_v mit p_v. Dann ist:

$$Y_a' = \frac{3\, p_v \cdot l}{16\,(1 + 3\,\alpha)} = 0{,}1769\, p_v \cdot l$$
$$X_1 = \frac{3\, p_v \cdot l}{8\,(1 + 2\,\varrho)} = 0{,}1875\, p_v \cdot l$$
$$X_2 = \frac{3\, p_v \cdot l \cdot h}{8\left(1 + 2 \cdot \frac{c_1'}{c_1} + 6 \cdot \frac{c_1'}{a^2}\right)} = 0{,}1820\, p_v \cdot l \cdot h.$$

Mit X_2 wird

$$Y_m = \frac{X_2}{2\,h} \cdot \frac{3\,\alpha}{1 + 3\,\alpha} = 0{,}0052\; p_v \cdot l.$$

Nun werden zum Vergleich die Wurzelbiegemomente der einzelnen Holme aufgestellt (die für die Spannungsermittlung ebenfalls in Frage kommenden Torsionsmomente sind nicht angeschrieben, jedoch leicht zu finden):

$$M_v = (0{,}5 - 0{,}1769 - 0{,}0938 - 0{,}0052) \cdot p_v \cdot l^2$$
$$\underline{M_v = 0{,}2241 \cdot p_v \cdot l^2}$$
$$\underline{M_m = 0{,}1875 \cdot p_v \cdot l^2}$$
$$M_h = (0{,}1769 - 0{,}0938 + 0{,}0052) \cdot p_v \cdot l^2$$
$$\underline{M_h = 0{,}0883 \cdot p_v \cdot l^2}$$

Probe: $\Sigma M = 0{,}4999 \cdot p_v \cdot l^2$ (statt $0{,}5\, p_v \cdot l^2$).

2. Beispiel.

Es ändere sich nur das Verhältnis der Abmessungen von Mittel- zu Außenholm, und zwar sei

$$\varrho = 1{,}0$$
$$c_1 = 1{,}3$$

dann wird

$$Y_a' = 0{,}177\, p_v \cdot l$$
$$X_1 = 0{,}125\, p_v \cdot l$$
$$X_2 = 0{,}1202\, p_v \cdot l \cdot h$$
$$Y_m = 0{,}0034\, p_v \cdot l$$

und damit die Wurzel-Biegemomente

$$\underline{M_v = 0{,}257\, p_v \cdot l^2}$$
$$\underline{M_m = 0{,}125 \cdot p_v \cdot l^2}$$
$$\underline{M_h = 0{,}118 \cdot p_v \cdot l^2}$$

Probe: $\Sigma M = 0{,}5\, p_v \cdot l^2$.

3. Beispiel.

Die Abmessungen seien die gleichen wie in Beispiel 1; dagegen wirken auf Vorder- und Hinterholm gleich große, jedoch entgegengesetzt gerichtete, gleichmäßig verteilte Lasten $p_v = -p_h = p$.

Dann wird

$$Y_a' = 0{,}354\, p \cdot l$$
$$X_1 = 0$$
$$X_2 = 0{,}364\, p\, l \cdot h$$
$$Y_m = 0{,}0104\, p\, l$$

und

$$\underline{M_v = -M_h = 0{,}136\, p \cdot l^2}$$
$$M_m = 0.$$

4. Beispiel.

Es sei für ein Metall-Tragwerk

$$\varrho = 2{,}0$$
$$c_1 = 32{,}5$$
$$c_1' = 1{,}3$$
$$a = 8$$
$$\alpha = \frac{c_1}{a^2} = 0{,}5078$$
$$p_v = -p_h = p$$

dann wird

$$Y_a' = 0{,}148\, p \cdot l$$
$$X_1 = 0$$
$$X_2 = 0{,}623\, p\, l \cdot h$$
$$Y_m = 0{,}188\, p \cdot l$$

und

$$\underline{M_v = -M_h = 0{,}164\, p\, l}$$
$$M_m = 0.$$

5. Beispiel.

Das Tragwerk aus Beispiel 4 sei belastet
auf den Vorderholm mit $p_v = 5$ kg/cm
» » Mittelholm » $p_m = 2$ »
» » Hinterholm » $p_h = 1$ »

Die Unbekannten werden:

$$Y_a' = \frac{3 \cdot (p_v - p_h) \cdot l}{16\,(1 + 3 \cdot \alpha)} = 0{,}2972 \cdot l$$
$$X_1 = \frac{3\,(p_v - p_h) \cdot l}{8\,(1 + 2\,\varrho)} = 0{,}30 \cdot l$$
$$X_2 = \frac{3\,(p_v - p_h) \cdot l}{8\left(1 + 2\,\frac{c_1'}{c_1} + 6 \cdot \frac{c_1'}{a^2}\right)} = 1{,}247 \cdot l \cdot h$$
$$Y_m = \frac{X_2}{2\,h} \cdot \frac{3\,\alpha}{1 + 3\,\alpha} = 0{,}376 \cdot l$$
$$X_1^{(m)} = -\frac{3\, p_m \cdot l \cdot \varrho}{4\,(1 + 2\,\varrho)} = -0{,}6 \cdot l.$$

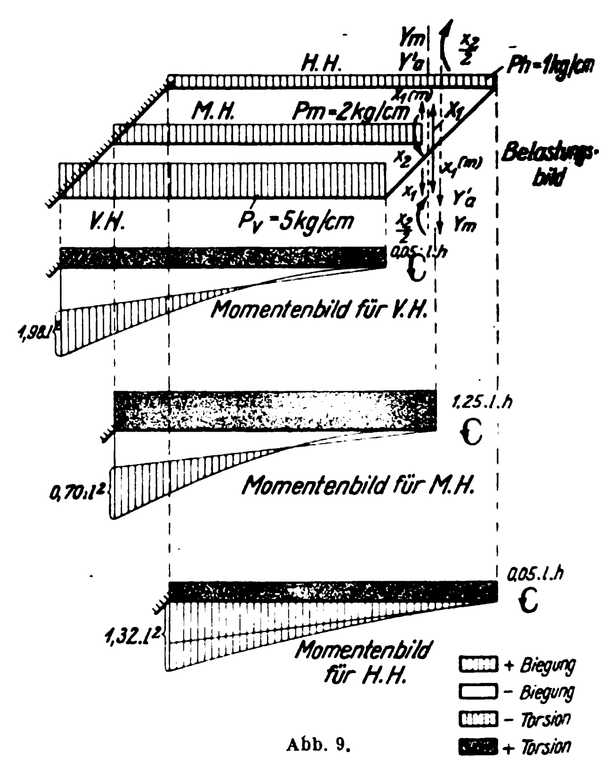


Abb. 9.

Zur besseren Übersicht sind in Abb. 9 die auftretenden Kräfte- und Momentenbilder (Biegung und Torsion) eingezeichnet; die Wurzelbiege-Momente sind demnach

$\underline{M_v = 1{,}9768 \cdot l^2}$ (statt $2{,}5 \cdot l^2$ ohne Verbund)
$\underline{M_m = 0{,}70 \cdot l^2}$ (statt $1{,}0 \cdot l^2$ » »)
$\underline{M_h = 1{,}3232 \cdot l^2}$ (statt $0{,}5 \cdot l^2$ » »)

Probe: $\Sigma M = 4{,}0 \cdot l^2$.

Wie die vorhergehenden Erörterungen der Gl. (14) und (15), so zeigen auch die Beispiele, daß der mittlere Holm vor allem in den Fällen der Verdrehbelastung des Tragwerks nur dann größeren Anteil an der Kräfteausgleichung hat, wenn er gegenüber den äußeren Holmen viel verdrehsteifer ist; daß er außerdem für die Fälle normaler Belastung, wie



etwa im Geradeausflug (A-Fall), in bezug auf seine Biegungssteifigkeit nicht erheblich hinter der der Außenholme zurückstehen sollte, zeigt das Beispiel 5; das Wurzelbiege-Moment im Vorderholm könnte bei etwa $\varrho = 1{,}0$ statt 2,0 noch weiter herabgesetzt werden.

III. Abschnitt.

Zusammenfassend kann gesagt werden, daß die bisher durchgeführten Untersuchungen auf dem Gebiete der Verbundwirkungen durch Behandlung der vorliegenden Aufgaben erweitert worden sind; die zwar einschränkende Annahme konstanter Trägheitsmomente in den Aufgaben B und C hat den Vorteil, mit geringer Rechenarbeit ein Bild über die grundsätzliche Wirkungsweise derartiger Systeme zu gewinnen; die genauere Untersuchung auf den gewiesenen Wegen darf für die Einzelfälle dem Konstrukteur überlassen bleiben, kann aber nach dem bereits gesagten mit Kenntnis der Annäherungsrechnung auch überschläglich abgeschätzt werden.

Buchbesprechungen.

Caratteristiche aerodinamiche di ali (Luftkraft-Beizahlen von Flügelschnitten). Band 1 bis 3 als Ergänzungshefte zu den Technischen Berichten (Rendiconti Tecnici) der Inspektion für Luftfahrtechnik und Luftfahrzeugbau[1]), zu Jahrgang **18**, Nr. 4 vom 15. April, Nr. 5 vom 15. Mai, Nr. 6 vom 15. Juni 1925. Rom. Tipografia Befani. Gr.-8°, 40 bzw. 24 bzw. 24 Seiten mit je einer Übersichtstafel.

Band 4 bis 5 als Beihefte zum Notiziario Tecnico del Commissariato di Aeronautica (Technische Umschau der Luftbehörde). Band 6 als Beiheft zum Notiziario Tecnico del Ministero dell'Aeronautica. Band 7 bis 10 als Beihefte zu den Rendiconti Tecnici del Ministero dell'Aeronautica. Band 4 vom 15. Juli, Band 5 vom 15. August, Band 6 vom 15. September, Band 7 bis 9 1925, Band 10 1926. Rom. Libreria dello Stato, bzw. Band 6 bis 10: Provveditorato Generale dello Stato. Gr.-8°, je 24 Seiten, Band 10 28 Seiten, mit einer Übersichtstafel.

Bei der Auswahl geeigneter Flügelschnitte im Flugzeugbau besteht eine Hauptschwierigkeit darin, daß die Flügelprofilmessungen der einzelnen Versuchsanstalten nicht übersichtlich zusammengestellt sind. Die italienischen Luftfahrtbehörden haben sich unstreitig ein großes Verdienst erworben durch diese einheitliche Zusammenstellung von 949 Flügelschnittmessungen.

Neben Versuchen von Göttingen, Eiffel und St. Cyr sind folgende Versuchsanstalten vertreten: Istituto Sperimentale Aeronautico, Sezione Sperimentale (Direzione Genio Aeronautico), Service Technique de l'Aéronautique, National Physical Laboratory, London College, Massachussets Institute of Technology, Washington Navy Yard, Langley Memorial Aeronautical Laboratory und National Advisory Committee for Aeronautics. Wegen der verschiedenen Versuchsanordnung und -Genauigkeit sind die Ergebnisse natürlich nicht ohne weiteres vergleichbar, ihre Zusammenstellung aber trotzdem sehr erwünscht. Da es eine wirkliche Systematik der Tragflügelschnitte trotz mannigfacher Ansätze noch nicht gibt, bot die Reihenfolge Schwierigkeiten. Mit der Anordnung nach der Profildicke, die auch für die Höhe der einzubauenden Holme maßgebend ist, ist für die praktische Benutzung das Zweckmäßigste getroffen.

Nach einer kurzen Einleitung folgen Zahlentafeln und Schaubilder zur Umrechnung von Änderungen der Anstellwinkel und Randwiderstände beim Übergang auf andere Seitenverhältnisse als das hier zugrunde gelegte von 1 : 6.

Für jeden Flügelschnitt ist ein Schaubild mit folgenden Angaben aufgeführt: Laufende Nummer, Schattenbild des Flügelschnittes mit Aufmessungstafel, Auftriebs-Widerstandspolare in der von Göttingen eingeführten Verzerrung 1 : 5 mit Anstellwinkelangabe und Randwiderstandparabel; ferner Auftriebs- und Widerstandsbeizahl sowie Kehrwert der Gleitzahl und meist auch Druckpunktlage, sämtlich abhängig vom Anstellwinkel.

Die Übersichtstafel am Ende jedes Bandes bringt eine Aufstellung der Flügelschnitte mit den Angaben: Lage der größten Dicke, Anstellwinkel zum Auftrieb null, Änderung des Auftriebs abhängig vom Anstellwinkel, höchste Auftriebsbeizahl, Höchstkehrwert der Gleitzahl nebst zugehöriger Auftriebsbeizahl, kleinste Widerstandsbeizahl, Kehrwert der Gleitzahl bei $^2/_3$ bzw. $^1/_4$ bzw. $^1/_8$ des Höchstauftriebs, Beizahl der Geschwindigkeitspanne, nämlich Wurzel aus Höchstauftriebszahl, geteilt durch dritte Wurzel aus Mindestwiderstandsbeizahl, und: größter Kehrwert der Flugzahl. Everling.

Notiziario Tecnico. (»Technische Umschau«.) Herausgegeben: Heft 1 und 2 vom Commissariato dell' Aeronautica (Luftfahrtbehörde), Heft 3 bis 6 vom Ministero dell'Aeronautica (Luftminister). 1925. Rom. Libreria dello Stato bzw. von Heft 3 ab Provveditorato Generale dello Stato. Gr.-8°. Nr. 1 vom Juli, VI und 133 S.; Nr. 2 vom Aug., VII und 139 S.; Nr. 3/4 vom Sept./Okt., VI und 176 S.; Nr. 5 vom Nov., VII und 112 S.; Nr. 6 vom Dez., V und 115 S.; mit zahlreichen Abbildungen im Text und auf Tafeln.

Neben dem Notiziario di Aeronautica[1]) haben die italienischen Luftfahrtbehörden im letzten Halbjahr 1925 eine weitere, mehr technisch-wissenschaftlich eingestellte Literaturübersicht der Luftfahrt herausgegeben, in derselben Aufmachung wie jene, jedes Heft ebenfalls mit dem Originallichtbild eines italienischen Flugzeugs geschmückt — darunter befindet sich eine Dornierlibelle und ein zum Sanitätsflugzeug umgebauter Junkers-Tiefdecker.

Die Hefte enthalten längere oder kürzere Auszüge aus deutschen und anderen ausländischen Zeitschriften, bei denen die Ausführungen der Verfasser teilweise wörtlich und ein großer Teil der Abbildungen getreu übernommen sind. Dazwischen befinden sich einige italienische Aufsätze, z. B. eine Beschreibung des Rohrbach Ro III und des luftgekühlten Junkers L1a. Dann ein Bericht von Matteucci über Geschwindigkeitsregler von Flugmotoren, von De Pasquale über den Windeinfluß auf die Barometeranzeige usw.; ferner Berichte in- und ausländischer Firmen, darunter eine eingehende Beschreibung des Anschütz-Fliegerhorizontes.

Dem italienischen Flugtechniker wird durch diese Hefte die Weltliteratur seines Faches bequem zugänglich gemacht; aber auch wir können neben den Originalberichten wertvolle Hinweise daraus entnehmen. —g.

Berliner Bibliothekenführer für Studierende der Technischen Hochschule, Ingenieure und Architekten, bearb. von W. B. Niemann: Wege zu technischen Büchern. 43 Seiten. Verlag von Robert Kiepert, Charlottenburg, am Knie. Preis M. —,30.

Dieser Führer ermöglicht, vorher sich genau über die Gelegenheiten zu unterrichten und die Vorbedingungen kennenzulernen, unter denen die Benutzung der vielen in Berlin vorhandenen Bibliotheken möglich ist. Darüber hinaus sind noch viele Ratschläge vorhanden, wie auf bequemem und zuverlässigem Wege technische Literatur an sich vermittelt wird und wo diese dann nachgeschlagen werden kann. In jetziger geldknapper Zeit wird es nicht nur den Studenten, auch jedem Ingenieur und Techniker erwünscht sein, alle diese Gelegenheiten genau zu kennen, die ihm die Möglichkeit bieten, Bücher bequem und unverbindlich zu lesen und durchzusehen. Weichen doch bei den verschiedenen Büchereien die Benutzungsbestimmungen voneinander ab und werden im praktischen Gebrauch erst mit viel Zeitverlust und Mühe erkannt. Der Besitz des Buches ist jedem arbeitenden Ingenieur nur zu empfehlen.

[1]) Besprechung vgl. ZFM **17**, Nr. 5, vom 13. März 1926, S. 97.

[1]) Vgl. ZFM **16**, Nr. 7, vom 14. April 1925, S. 160.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [06] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugerfahrung. Der Sackflug verschuldet die meisten Flugunfälle. Er beruht auf dem plötzlichen Abreißen der Zirkulationsströmung bei geringer Geschwindigkeit oder zu großem Anstellwinkel; der dann rechnerisch noch vorhandene Auftrieb ist zu gering, um etwa noch eine Fallschirmwirkung hervorzurufen, und das Flugzeug gerät meist ins Trudeln. Alle Mittel, dieses zu beheben, sind in ihrer Wirkung zum mindest zweifelhaft und zeigen eine falsche Einstellung zu dem gesamten Problem, das von der psychologischen Seite aus betrachtet werden muß.

Der Grund zum Sackflug ist darin zu suchen, daß bei der Überwindung eines kurz vor dem Flugzeug auftretenden Hindernisses der Führer den Steuerknüppel unwillkürlich zurückreißt, um Höhe zu gewinnen, dabei aber das Flugzeug überzieht. Alle mechanischen Vorrichtungen, die auf die Steuerung einen Druck nach vorne ausüben (vgl. 52313), werden das Gegenteil erzielen, da die unwillkürlich ziehende Bewegung des Führers dann nur noch stärker wird.

Sackflug läßt sich also nur dadurch vermeiden, daß der Führer durch ständiges Üben dazu erzogen wird, in Gefahrmomenten die richtigen Bewegungen statt der unwillkürlichen falschen auszuführen. Regel: »In Gefahr drücken und nachher denken« muß ihm in Fleisch und Blut übergegangen sein. Geübt wurde das bei Schulflügen dadurch, daß der Schüler bei plötzlich ausgeschaltetem Motor sofort die Nase nach unten bringen muß; hierbei wird der Schüler an solche gefährliche Augenblicke gewöhnt und lernt ihre richtige Behebung. Die mechanischen Mittel zur Aufhebung der Steuerlosigkeit (Spaltflügel) sind zweifellos wertvoll, wichtiger sind jedoch alle Mittel, die dem Trudeln vorbeugen, da sie angewendet werden können, wenn das Flugzeug noch steuerfähig ist. Das Wichtigste ist die Beobachtung der Geschwindigkeit.

— *F. T. Courtney*, Stalled flight and control; Flight 18, Nr. 8 vom 25. Februar 1926, Beilage: The Aircraft Engineer, S. 110h bis 110i (3 Sp.). *H., E.* 60601.

Flugzeuge. Blériot-Flugboot-DD.

Rumpf als Bootskörper ausgebildet, vorne in scharfen Löffelbug auslaufend, hinten zur Kielflosse hochgezogen. Beobachtersitz mit MG-Ring in Rumpfnase, Führer etwa in Mitte.

Triebwerk: zwei nebeneinanderliegende Motoren mit Druckschraube auf besonderem Bock seitlich Rumpfmitte zwischen den Tragdecks.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, Unterflügel in leichter V-Stellung an Rumpfoberkanten angesetzt; an den Außenenden Stielpaar, darunter Seitenschwimmer. Stoffbespannung.

Leitwerk: Höhenflosse und -Ruder in halber Höhe des ausgeglichenen Seitenruders, gegen Rumpf durch Streben abgestützt; kleine Kielflosse oberhalb der Höhenflosse.

Spannweite	19,00	m
Länge	13,85	m
Höhe	4,10	m
Flügelfläche	85	m²
Motor: Hispano-Suiza	260	PS
Leergewicht	2,465	t
Zuladung	1,465	t
also Fluggewicht	3,930	t
Flächenbelastung	46,0	kg/m²
Leistungsbelastung	7,5	kg/PS
Flächenleistung	3,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	168	km/h
steigt auf 1 km in	6,5	min
steigt auf 2 km in	16,0	min
steigt auf 3 km in	29,0	min

— Hydravion Blériot; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 7 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60602.

Flugzeuge. Descamps-Brunet-Erkundungs-Anderthalbdecker, Muster 16 A2.

Rumpf rechteckig, mit gewölbter Oberseite, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Zwei Sitze hinter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante, Führer vorne, Beobachtersitz mit MG-Ring und zwei Gewehren.

Triebwerk mit Zugschraube im stromlinig mit Aluminiumblech verkleideten Vorderteil, einziehbarer Kühler auf Unterseite.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, in Rumpfmitte auf Bock aufliegend; kleine Unterflügel an Unterkanten seitlich angesetzt, von ihrer Mitte läuft ein N-Stielpaar schräg nach außen zum Oberdeck und eines zu den Rumpfoberkanten. Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich, Höhenflosse durch eine Stütze gegen Rumpf abgestützt.

Fahrgestell: Unter den Stielknotenpunkten der Unterflügel V-förmiges, verkleidetes Fahrgestell mit je einem Rad, das gegen Rumpfunterkanten abgestützt, keine durchlaufende Achse.

Spannweite oben		14,50	m
» unten		7,50	m
Länge		9,35	m
Höhe		3,35	m
Spurweite		3	m
Flügelfläche		42	m²
Motor: Lorraine-Dietrich		400	PS
oder Hispano-Suiza		450	PS
Leergewicht		1,21	t
Kühlwasser	55 kg		
Brennstoff	300 kg		
Besatzung, Ausrüstung	450 kg		
daher Zuladung	805 kg	0,80	t
also Fluggewicht		2,01	t
Flächenbelastung		46,0	kg/m²
Leistungsbelastung		5,1	kg/PS
Flächenleistung		9,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe		204	km/h
» in 2 km Höhe		202	km/h
» in 4 km Höhe		186	km/h
» in 5 km Höhe		177	km/h
steigt auf 1 km in		3,2	min
steigt auf 2 km in		7,8	min
steigt auf 3 km in		13,0	min
steigt auf 4 km in		21,4	min
steigt auf 5 km in		36,0	min
Gipfelhöhe		6,0	km

— Descamps-Brunet; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française. S. 15 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60603



Flugzeuge. Blériot-Verkehrs- oder -Bomben-DD, Muster 155.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, vorne abgerundet. Führersitz auf Oberseite der Rumpfnase, darunter und nach hinten sich erstreckend Fluggastraum mit 18 Sitzen und beiderseits dreieckigen Seitenfenstern; dahinter Wasch- und Gepäckraum.

Triebwerk: 4 Motoren mit Zugschraube, von denen je zwei auf Ober- und Unterdeck seitlich vom Rumpf aufgestellt sind, hinter ihnen liegen die Brennstoffbehälter.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel an Flügelstutzen angesetzt, die in Rumpfunterkante einmünden. Mittelteil mit den Motorenträgern durch Stiele mit Rumpf verbunden, außerdem beiderseits zwei Stielpaare, Drahtverspannung. Querruder an allen Flügeln. Stoffbespannung.

Leitwerk: zweiteilige Höhenflosse, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder, große dreieckige Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell: Doppelräder in besonderem V-förmigen Träger unter den Motoren, gegen Rumpf verspannt.

Spannweite	26	m
Flügelabstand	2,7	m
Höhe	5,25	m
Flügelfläche	135	m²
Motor: Renault	4 × 230	PS
Leergewicht	3,65	t
Zuladung	2,70	t
also Fluggewicht	6,35	t
Flächenbelastung	47	kg/m²
Leistungsbelastung	6,9	kg/PS
Flächenleistung	6,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h
Gipfelhöhe	3,6	km

— Biplan Quadrimoteur de transport ou de bombardement Blériot 155; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 8 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60604.

Flugzeuge. Farman-Verkehrs-HD, Muster F-170.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Oberseite gerade durchlaufend, Unterseite zum leichten Einsteigen von hinten bis etwa zum Fahrgestell parallel mit Erdboden verlaufend, dann scharf hochgezogen. Führersitz auf Oberseite in Höhe der Tragdeckvorderkante, Fluggastraum mit beiderseits sechs großen Fenstern in Rumpfmitte (vgl. Dornier-Komet. D. Ber.).

Triebwerk mit vierflügeliger Zugschraube, gut verkleidet, im Vorderteil.

Tragdeck halbfreitragend, rechteckig, die beiden Flügel seitlich an Rumpfoberkante angesetzt und durch zwei Streben zum Fahrgestell abgefangen.

Leitwerk: gewöhnliche Höhen- und Kielflosse, zweiteiliges unausgeglichenes Seitenruder, unausgeglichenes Höhenruder.

Fahrgestell: Räder seitlich an flügelartig ausgebildeten, ganz flach gestellten Stummeln, die am Ende durch zwei Streben mit Rumpfoberkante verbunden sind, und gegen die das Tragdeck abgestützt ist.

Flügelfläche	52,5	m²
Motor: Farman 12 WE	500	PS
Leergewicht	1,8	t
Zuladung	1,4	t
also Fluggewicht	3,2	t
Flächenbelastung	61	kg/m²
Leistungsbelastung	6,4	kg/PS
Flächenleistung	9,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h

— Avion commercial monomoteur Farman-F-170; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 27 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60605.

Flugzeuge. Blériot-Spad 51- und Spad 61-Jagd-DD.

Rumpf oval, sehr gedrungen. Sitz hinter Tragdeckhinterkante, die zur besseren Sicht ausgeschnitten.

Triebwerk im Vorderteil mit Zugschraube. Bei Spad 51 feststehender Sternmotor, bei Spad 61 wassergekühlter Reihenmotor mit Stirnkühler, aluminiumblechbekleidet.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel an kurze Stutzen seitlich Rumpfseite angesetzt. I-Stiel nahe den Enden, gegen Rumpf verspannt. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Bewaffnung 4 MG, von denen zwei durch Schraubenkreis schießen und zwei auf Oberdeck seitlich vom Rumpf angebracht sind.

Blériot	Spad 51	Spad 61	Maß
Spannweite	9,47	9,61	m
Länge	6,45	6,6	m
Höhe	3,10	3,15	m
Flügelfläche	25	30	m²
Motor	Jupiter	Lorraine-Dietrich	
Leistung	420	450	PS
Leergewicht	0,792	1,013	t
Zuladung	0,485	0,512	t
also Fluggewicht	1,277	1,525	t
Flächenbelastung	52,6	50,7	kg/m²
Leistungsbelastung	2,7	3,45	kg/PS
Flächenleistung	16,2	15	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	230	260	km/h
Gipfelhöhe	9	8	km

— Avion Spad 51, Avion Spad 61; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française S. 10 bis 11 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60606.

Flugzeuge. Dewoitine-Verkehrs-HD, Muster D-14.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, Oberseite gerade, Unterseite vorn und hinten hochgezogen. Führersitz hinter Motor auf Oberseite; Fluggastraum mit sechs Sitzen, seitlicher Einsteigtür und beiderseits zwei großen Fenstern in Rumpfmitte, dahinter Gepäckraum. Holzbauart mit Stoffbespannung.

Triebwerk aluminiumblechbekleidet, im Vorderteil, Stirnkühler.

Tragdeck halbfreitragend, die beiden Flügel sind seitlich der Rumpfoberkante angesetzt und gegen Unterkanten durch zwei Streben abgefangen. Holzbauart mit Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig, verkleidete Federung im vorderen V-Stiel, durchlaufende Achse.

Spannweite	18,80	m
Länge	12,20	m
Höhe	3,35	m
Flügelfläche	45,5	m²
Motor: Lorraine-Dietrich	450	PS
oder Hispano-Suiza	450	PS
Leergewicht	1,85	t
Zuladung	0,95	t
also Fluggewicht	2,80	t
Flächenbelastung	62	kg/m²
Leistungsbelastung	6,3	kg/PS
Flächenleistung	9,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	191	km/h
» in 3 km Höhe	179	km/h
» in 4 km Höhe	163	km/h
Landegeschwindigkeit	85	km/h

steigt auf 2 km in	14,7	min
steigt auf 3 km in	27,8	min
steigt auf 4 km in	66,6	min
Gipfelhöhe	4,2	km
Lastvielfaches	6,5	.

— Avions Dewoitine; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 20 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60607.

Flugzeuge. Loire-Gourdou-Lesurre-Jagd-HD, Muster 33 C-1.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide, Vorderteil bis etwa zur Mitte aluminiumblechbekleidet, dann stoffbespannt. Sitz hinter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante.

Triebwerk mit Zugschraube im Vorderteil, stromlinig verkleidet, Stirnkühler mit besonderer Kappe.

Tragdeck rechteckig, durchlaufend; Mitte von vier kurzen Streben gegen Rumpfoberseite abgestützt, seitlich je zwei schräge Streben, die etwa in Mitte miteinander und gegen Tragdeck durch zwei Stiele abgesteift sind.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Spannweite		12,20	m
Länge		8,03	m
Höhe		2,95	m
Flügelfläche		25,0	m²
davon Querruder		1,6	m²
Höhenflosse		1,2	m²
Kielflosse		3,2	m²
Motor: Lorraine-Dietrich		450	PS
Leergewicht		1,139	t
Brennstoff	244 kg		
Besatzung, Ausrüstung usw.	165 kg		
daher Zuladung	409 kg	0,409	t
also Fluggewicht		1,548	t
Flächenbelastung		62,0	kg/m²
Leistungsbelastung		3,4	kg/PS
Flächenleistung		18,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe		250	km/h
» in 5 km		245	km/h
» in 6 km		220	km/h
» in 7 km		200	km/h

Landegeschwindigkeit	90	km/h
steigt auf 5 km in	15	min
steigt auf 7 km	31	min
Gipfelhöhe	8,5	km

— Avions Loire-Gourdou-Lesurre; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 39 (1 Sp., 1 Lichtb. Zahlenang.). *H.* 60608.

Flugzeuge. Lioré und Olivier-Verkehrs-Flugboot-DD, Muster Lé-0 H-191.

Rumpf bootsartig, im Vorderteil, der stark hochgezogen, Fluggastraum. Führersitz hinter den Tragdecks.

Triebwerk mit Zugschraube in besonderem, gegen Rumpf und Oberdeck abgestützten Träger über Rumpfmitte.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel V-förmig an Rumpfoberkanten angesetzt, beiderseits zwei Stielpaare; die mittleren Stiele sind mit dem Motorträger verbunden und sitzen auf Rumpfoberkanten auf; Schwimmer unter den Außenstielen, Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, mit in halber Höhe der Kielflosse verlegtem Höhenleitwerk.

Spannweite	16,0	m
Länge	12,5	m
Höhe	3,8	m
Flügelfläche	61,0	m²
Motor: Lorraine-Dietrich	450	PS
oder Jupiter	420	PS
Leergewicht	1,75	t
Zuladung	1,08	t
also Fluggewicht	2,83	t
Flächenbelastung	46,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,3	kg/PS
Flächenleistung	7,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h

— Hydravion Lé-0 H-191; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 40 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60609.

Flugzeuge. Dewoitine-Jagd-HD, Muster D-9 C 1, D-12 C 1, D-19, D-21.

Zahlentafel zu 60610.

Dewoitine Zweck	D-9 C 1 Jagd	D-12 C 1 Jagd	D-19 Jagd	D-21 Jagd	Maß
Spannweite	12,50	12,8	10,8	12,8	m
Länge	7,30	7,8	7,87	7,93	m
Höhe	3,0	3,32	3,4	3,32	m
Flügelfläche	25	25	20	25	m²
Motor	Jupiter	Lorraine-Dietrich	Hispano-Suiza	Hispano-Suiza	
Leistung	420	450	450	575	PS
Leergewicht	0,883	1,040	0,364	1,090	t
Zuladung	0,555	0,566	0,336	0,500	t
also Fluggewicht	1,438	1,606	1,300	1,950	t
Flächenbelastung	57,5	64,0	65,0	64,0	kg/m²
Leistungsbelastung	3,4	3,6	2,9	2,8	kg/PS
Flächenleistung	16,8	18,0	22,5	23,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	244	248	265	267	km/h
» » 2 km	241	239	262	262	km/h
» » 3 km	238	238	259	258	km/h
» » 4 km	234	241	256	254	km/h
» » 5 km	229	233	250	250	km/h
Landegeschwindigkeit	90	90			km/h
steigt auf 2 km in	3,8	3,9			min
» » 3 km »	6,7	6,4			min
» » 4 km »	9,7	9,5	9,1	8,1	min
» » 5 km »	13,7	13,5	13,4	11,3	min
Gipfelhöhe	8,5	7,9	8,5	9	km
Startlänge	91	84	80	70	m
Lastvielfaches	12	12			—

R u m p f oval, ganz aus Leichtmetall mit einem Sitz hinter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante.

T r i e b w e r k im Rumpfvorderteil stromlinig verkleidet; D-9 hat luftgekühlten Sternmotor, D-12 und D-21 Stirnkühler, D-19 Lamblin-Strebenkühler am Fahrgestell.

T r a g d e c k halbfreitragend, durchlaufend, in Mitte dicht über Rumpf auf zwei Böcken aus je zwei Streben aufliegend, seitlich durch je zwei Streben gegen Rumpfseiten abgefangen. Leichtmetallgerippe und Beplattung.

L e i t w e r k gewöhnlich, unausgeglichene Ruder, freitragende Flossen, alle in Metall.

F a h r g e s t e l l V-förmig, mit durchlaufender Achse, Gummifederung.

— Avion Dewoitine; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 16 bis 19 (4 Sp., 4 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60610.

Flugzeuge. L a t é c o è r e - E r k u n d u n g s - und P o s t H D, Muster Lat-19, Lat-15, Lat-17.

R u m p f oval, hinten senkrechte Schneide, vorne halbkugelig abgerundet. Führersitz bei Lat-19 und Lat-15 in Nase, dahinter beim Postflugzeug Lat-15 Fluggastraum für 4 Gäste, der bei Lat-19 zu militärischen Zwecken umgewandelt; dann auch Beobachtungssitz mit MG-Ring und zwei Gewehren hinter diesem Raum auf Oberseite. Bei Lat-17 hinten Fluggastraum für 4 Gäste.

T r i e b w e r k : Lat-19 und Lat-15 haben beiderseits des Rumpfes je einen Motor mit Zugschraube in besonderer Gondel, die gegen Rumpf, Fahrgestell und Tragdeck abgestützt; Lat-17 hat in Rumpfnase aufgestellten Motor mit Zugschraube und einziehbaren Kühler an Unterseite.

T r a g d e c k s gerade durchlaufend, halbfreitragend. Mitte durch kurze Streben mit Rumpf verbunden, seitlich zwei schräge Streben, die bei Lat-17 zur Rumpfunterkante, bei den anderen Mustern zum Motorträger laufen.

L e i t w e r k entlastete Ruder und bei Lat-19 und 15 verstellbare Flossen.

F a h r g e s t e l l V-förmig, die Schenkel greifen an den Motorträgern oder den Rumpfunterkanten an und sind bei Lat-19 und 15 durch dritte Strebe gegen Rumpfmitte abgestützt. Lat-19 hat zweimal zwei Räder, Lat-17 hat durchlaufende, die beiden anderen nicht durchlaufende Achse.

Latécoère Zweck	Lat-19 Erkundung	Lat-15 Post	Lat-17 Post	Maß
Spannweite	18,00	18,00	14,00	m
Länge	11,85	11,85	9,34	m
Flügelfläche	54,0	54,0	33,6	m²
Motor	Lorraine-Dietrich	Lorraine-Dietrich	Renault	—
Leistung	2 × 270	2 × 270	300	PS
Leergewicht	2,00	1,86	1,30	t
Zuladung	1,30	1,67	0,90	t
also Fluggewicht	3,30	3,53	2,20	t
Flächenbelastung	61	65,5	65,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,1	6,6	7,3	kg/PS
Flächenleistung	10,0	10,0	8,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	170	175	180	km/h
Gipfelhöhe	4,3	4,1	4,3	km

— Soc. industrielle d'Aviation Latécoère; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 31 bis 33 (3 Sp., 3 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60611.

Flugzeuge. L e v a s s e u r - D r e i s i t z e r - S e e - E r k u n d u n g s - D D - und Z w e i s i t z e r - T o r p e d o - D D, Muster 2 A. T-2.

R u m p f rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Beim Beobachtungs-DD ist Unterseite im Vorderteil bootsartig ausgebildet, wasserdicht mit einer Stufe; beim 2 A.T.-2 sind Luftkissen eingebaut, die im Falle einer Notlandung auf See das Flugzeug schwimmfähig halten sollen, bei ihm ist der Rumpf im Mischbau ausgeführt, während beim anderen DD nur Holzbauweise angewandt wurde.

T r i e b w e r k im Vorderteil, aluminiumblechbekleidet, Zugschraube, die durch besondere Vorrichtung bei stillstehendem Motor wagerecht gehalten werden kann, um sicher auf Wasser notlanden zu können.

T r a g d e c k s: in starker V-Stellung; Oberdeck durchlaufend, Unterflügel beim 2 A T-2 seitlich Rumpfunterkanten, sonst oberhalb etwa in Mitte zwischen Ober- und Unterkante angesetzt. Holzbauweise mit Stoffbespannung. Unterflügel wasserdicht. Mittelteil durch Bock mit Rumpf verbunden, beiderseits zwei Stielpaare, Drahtverspannung. Querruder bei 2 A.T-2 an allen, beim Erkundungs-DD nur an Oberflügeln.

L e i t w e r k: gewöhnlich, alle Ruder bis auf Seitenruder beim Erkundungs-DD entlastet.

F a h r g e s t e l l kann bei Notlandung vorher abgeworfen werden. Der Torpedo-DD hat besonderes Fahrgestell ohne durchlaufende Achse.

Levasseur	Dreisitzer-See-Erkundungs-DD	Torpedo-DD 2 A. T-2	Maß
Spannweite	14,60	15,15	m
Länge	9,70	11,0	m
Höhe	3,85	4,0	m
Flügelfläche	59,0	73,0	m²
Motor	Lorraine-Dietrich	Renault	—
Leistung	450	600	PS
Leergewicht	1,50	2,240	t
Zuladung	0,85	1,135	t
also Fluggewicht	2,35	3,375	t
Flächenbelastung	40,0	46,0	kg/m²
Leistungsbelastung	5,2	5,6	kg/PS
Flächenleistung	7,6	8,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	180	174	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 4 km Höhe	160		km/h
Mindestgeschwindigkeit		75	km/h
Gipfelhöhe	5,3	4,2	km

— Avions P. Levasseur, L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Jan. 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60612.

Flugzeuge. N i e u p o r t - D e l a g e - Z w e i s i t z e r - S e e - D D, Muster 43.

R u m p f rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Sitze dicht hintereinander, Führer vorne unter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante. Die Rumpfunterseite ist im Hinterende schwimmerartig ausgebildet.

T r i e b w e r k im Vorderteil, gut verkleidet, mit Zugschraube.

T r a g d e c k s : Oberdeck gerade durchlaufend, Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten angesetzt. Mittelteil durch kurze Streben mit Rumpf verbunden, beiderseits zwei Stielpaare.

L e i t w e r k g e w ö h n l i c h.

S c h w i m m e r sehr klein, beiderseits von Rumpf und mit ihm durch N-Stiele verbunden.

Spannweite	18,8	m
Länge	10,0	m
Höhe	3,85	m
Flügelfläche	44,3	m²
Höhenflosse und -Ruder	5,04	m²
Kielflosse und Seitenruder	2,30	m²
Motor: Hispano-Suiza	500	PS
Leergewicht mit Wasser	1,68	t
Zuladung	0,64	t
also Fluggewicht	2,32	t
Flächenbelastung	53,2	kg/m²
Leistungsbelastung	4,9	kg/PS



Flächenleistung	11,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h
Gipfelhöhe	6,0	km

— Avions-Nieuport-Delage; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 50 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60613.

Flugzeuge. Nieuport-Delage-Jagd-Anderthalbdecker, Muster 44 C-1, 46-C 1 (Höhenflugzeuge).

Rumpf oval, hinten spitz zulaufend. Sitz hinter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante.

Triebwerk im Vorderteil, stromlinig verkleidet, mit Zugschraube und Stirnkühler, Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend in geringer V-Stellung, halbfreitragend; sehr kleine, gerade Unterflügel seitlich Rumpfunterseite angesetzt. Oberdeckmitte ist durch vier kurze Streben mit Rumpf verbunden; von Flügelmitte der Oberflügel läuft schräger V-Stiel zum Unterflügel, von dort als einfacher Stiel zum Fahrgestell weiter.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: durchlaufende Achse, die beiderseits durch N-Stiele mit den Wurzeln der Unterflügel verbunden ist, am Hinterstiel greift unten die seitliche V-Strebe zum Oberflügel an.

Nieuport-Delage-Jagd	44 C-1	46-C 1	Maß
Spannweite		12,0	m
Flügelfläche	31,25	31,25	m²
Motor	Lorraine-Dietrich	Hispano-Suiza	—
Leistung	450	500	PS
Leergewicht mit Wasser		1,194	t
Zuladung		0,600	t
also Fluggewicht	1,722	1,794	t
Flächenbelastung	55,1	57,2	kg/m²
Leistungsbelastung	3,8	3,6	kg/PS
Flächenleistung	14,4	15,9	PS/m²
Gipfelhöhe	7,0	7,5	km
Anlauf	142	125	m
Auslauf	176	200	m
Lastvielfaches	14	14	—

— Avions Nieuport-Delage; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 52 bis 53 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60614.

Flugzeuge. Breguet-Anderthalbdecker, Muster 19 A-2 und B-2 (vgl. 51601).

Spannweite	14,83	m
Länge	9,51	m
Höhe	3,34	m
Flügelfläche oben	35,0	m²
» unten	15,0	m²
daher Gesamtflügelfläche	50,0	m²
davon Querruder	3,8	m²
Höhenflosse	1,44	m²
Höhenruder	2,535	m²
Kielflosse	0,802	m²
Seitenruder	1,355	m²

— Breguet type 19; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage: Fiches techniques de L'Aéronautique, fiche Nr. 1 (2 S., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 60615.

Flugzeuge. Villiers-See-Anderthalbdecker; Muster II C-2, IV HB-2 G-R.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide, in Monocoquebauart. Zwei hintereinanderliegende Sitze, Führer vorne unter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante, Beobachtersitz mit MG-Ring und zwei Gewehren; Führer hat zwei Gewehre mit Schußfeld durch Luftschraube. Bei II C-2 ist Rumpfunterteil als Schwimmer ausgebildet.

Triebwerk in üblicher Weise im Vorderteil, gut verkleidet.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig. Mittelteil durch zwei kurze N-Streben mit Rumpfoberseite verbunden. Unterflügel sehr klein, bei IV HB seitlich Unterseite, bei II C-2 seitlich Rumpfmitte angesetzt. V-Stiel beiderseits zwischen den Flügeln in Mitte der Oberflügel.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell bei II C-2 abwerfbar; IV HB hat zwei gewöhnliche Schwimmer, die beide durch N-Stiel mit Rumpf und gegenseitig durch zwei Streben verbunden sind.

Villiers-See-Anderthalbdecker Zweck	II C-2 Jagd	IV HB-2 G-R Erkundung	Maß
Spannweite	13,0	14,0	m
Länge	9,5	9,7	m
Höhe	3,96	3,76	m
Flügelfläche	40,0	42,0	m²
Motor	Lorraine-Dietrich	Lorraine-Dietrich	—
Leistung	450	450	PS
Leergewicht	1,55	1,85	t
Zuladung	0,35	0,45	t
also Fluggewicht	1,90	2,30	t
Flächenbelastung	47,5	54,8	kg/m²
Leistungsbelastung	4,2	5,1	kg/PS
Flächenleistung	11,3	10,7	PS/m²
Höchstgeschw. in Bodennähe	217	203	km/h
» » 4 km		184	km/h
» » 5 km	202		km/h
» » 6 km	196		km/h
Mindestgeschwindigkeit	82	82	km/h
steigt auf 4,5 km in		40	min
» » 6 km »	27,6		min
Gipfelhöhe	8,0	6,5	km

Zahlentafel zu 60615.

Motor	Lorraine	Lorraine	Renault	Farman	Hispano	Maß
Leistung	400	450	480	500	450	PS
Drehzahl	1700	1850	1600	2130	1800	U/min
Leergewicht	1,212	1,155	1,307	1,488	1,219	t
Zuladung	0,808[1])	1,040[2])	1,040[2])	1,040[2])	1,040[2])	t
also Fluggewicht	2,020	2,195	2,347	2,528	2,259	t
Geschwindigkeit in 2 km	210,5	213,5	208,5	212,5	207,5	km/h
» » 5 km	210,5	210,5	207,0	209,0	205,5	km/h
Untersetzung	1	1	1	1:2	1	—
steigt auf 1 km in	3,5	3,5	3,6	2,8	3,2	min
» » 2 km »	7,5	8,2	7,6	5,9	6,7	min
» » 3 km »	12,7	13,6	12,3	10,0	11,4	min
» » 4 km »	19,5	21,2	18,4	15,8	17,7	min
» » 5 km »	29,9	34,2	29,8	24,4	26,7	min
» » 6 km »	50,9	56,4	47,8		40,7	min
Gipfelhöhe	6,7	6,5	6,95	6,35	7,0	km

1) Vorgeschriebene Zuladung für Beobachtungsflugzeuge. 2) Vorgeschriebene Zuladung für Tages-Bombenflugzeuge.

— Ateliers d'aviation François Villiers; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Jan. 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 56 bis 57 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60616.

Flugzeuge. Morane-Saulnier-HD, Muster A. R. 35 E. P.-2, 136 E. P-2,53.

Rumpf oval, bis etwa zur Hälfte mit Aluminiumblech bekleidet, hinten senkrechte Schneide, zwei hintereinander liegende Sitze.

Triebwerk: A. R. 35 hat Umlaufmotor, 136 E. P-2 luftgekühlten Sternmotor und 53 wassergekühlten V-Motor mit Stirnkühler.

Tragdeck durchlaufend, rechteckig, in Mitte auf vier Streben gelagert, darüber Spannturm, von dem Verspannungen nach der Mitte und dem Ende der Flügel laufen. Gegen Rumpf ebenfalls verspannt. Muster 53 hat halbfreitragende Flügel, die gegen Rumpf durch zwei miteinander verbundene Streben abgestützt sind, kein Spannturm.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig, bei den Mustern 136 E. P-2 und 35 sind die V-Streben verkleidet; durchlaufende Achse, deren Mitte gegen Rumpfunterseite durch 2 Streben abgestützt ist.

Morane-Saulnier Zweck	A. R. 35 E. P-2 Schule	136 E. P-2 Übung	53 Sport	Maß
Spannweite	10,66	10,6	10,7	m
Länge	6,77	6,79	6,97	m
Höhe	3,61	3,5	2,71	m
Flügelfläche	18,0	18,0	19,7	m²
Motor	Gnôme-Rhône	Salmson	Hispano-Suiza	—
Leistung	80	120	180	PS
Leergewicht	0,450	0,550	0,72	t
Zuladung	0,250	0,244	0,30	t
also Fluggewicht	0,700	0,794	1,02	t
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	135	150	200	km/h
Höchstgeschw. in 2 km	130	147	192	km/h
» » 4 km			183	km/h
steigt auf 1 km in	5,7	4,8		min
» » 2 km »	15,2	10,7	7,7	min
» » 3 km »	26,7	18,8	12,2	min
» » 4 km »	53,0	31,0	18,6	min
» » 5 km »			29,7	min
Gipfelhöhe	4,3	5,8	6,3	km
Flugdauer	3	2	3,2	h

— Avions Morane-Saulnier; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, Beilage Répertoire commercial de l'industrie aéronautique française, S. 44 bis 46 (3 Sp., 3 Lichtb., Zahlenangaben). *H., E.* 60617.

Flugzeuge. Koolhoven-Schul-DD, s. Abb., Muster F. K. 32.

Rumpf rechteckig, vorne in runde Motorbekleidung, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Eschenholme mit dreifacher Sperrholzbeplankung. Sitzraum mit zwei hintereinanderliegenden Sitzen unter Hinterkante Oberdeck, das zur besseren Sicht nach oben ausgeschnitten.

Triebwerk: Umlaufmotor mit Zugschraube im Vorderteil. Leichtmetallbekleidung, zur Verbesserung der Kühlwirkung als weites Rohr beiderseits des Rumpfes bis zum Führersitz verlängert. Zwei Brennstofftanks unter dem Oberdeck.

Tragdecks ohne Pfeil- und V-Stellung und ohne Staffelung. Oberdeck durchlaufend, dreiteilig, beide Flügel an schmales Mittelstück angeschlossen, das durch vier stromlinige Streben mit Rumpf verbunden ist. Oberflügel durch zwei Streben mit Rumpfoberkante und durch V-Stiele mit dem Vorderholm des Unterflügels verbunden; hintere Strebe des V verstellbar, dadurch Einstellwinkeländerung des Oberflügels möglich. Unterdeck durchlaufend, mit vier Bolzen am Rumpf befestigt, geringere Abmessungen wie Oberdeck. Spruce-Kastenholme und -Rippen, Stoffbespannung. Querruder über ganze Flügeltiefe nur an Oberflügeln.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder. Ausgeglichenes Seitenruder, keine Kielflosse.

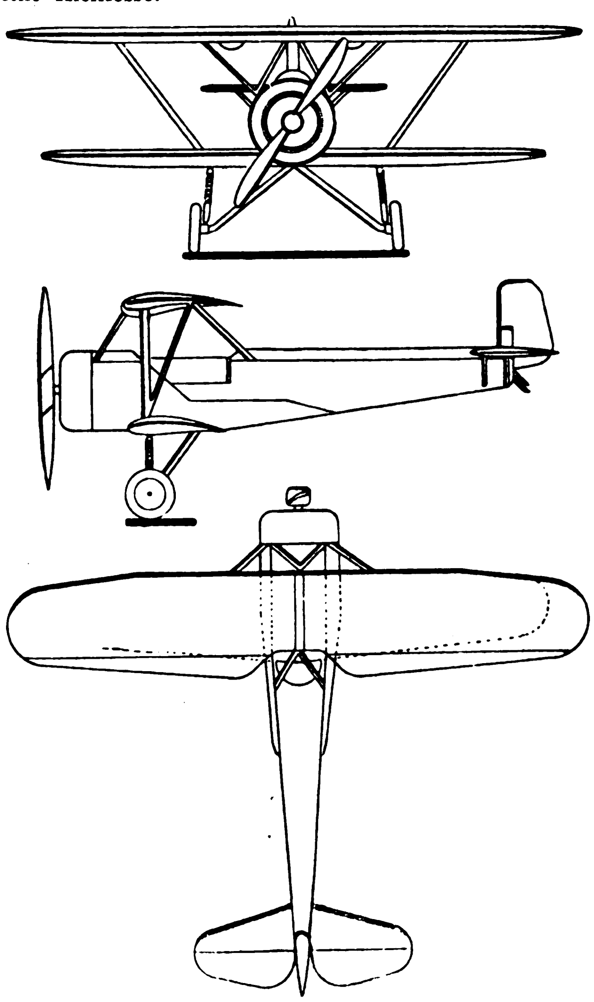


Abb. zu 60618. Koolhoven-Schul-DD.

Fahrgestell: große Spurweite; zwei V-förmige Streben, deren Schenkel in Rumpfmitte gelagert, tragen in abgebogener Spitze die Räder und sind gegen den Angriffspunkt der V-Stiele am Vorderholm des Unterdecks durch senkrechte Strebe, die Ölstoßdämpfer trägt, abgefangen. Steuerbarer Metall-Sporn.

Spannweite oben	8,0	m
» unten	7,0	m
Länge	7,10	m
Höhe	3,15	m
Flügeltiefe oben	1,20	m
» unten	1,50	m
Flügelfläche	20	m²
Motor: Clerget	150	PS
Leergewicht	0,61	t
Zuladung	0,26	t
also Fluggewicht	0,87	t
Flächenbelastung	13,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,6	kg/PS
Flächenleistung	7,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	150	km/h
Mindestgeschwindigkeit	62	km/h
Gipfelhöhe	4,5	km
steigt auf 2 km in	8,0	min

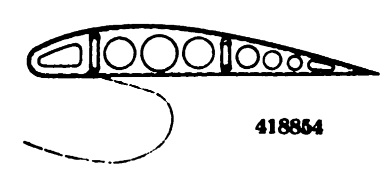
— *J. Serryer*, L'Avion-Ecole Koolhoven- Les Ailes 16, Nr. 243 vom 11. Februar 1926 (2½ Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H., E.* 60618.

Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

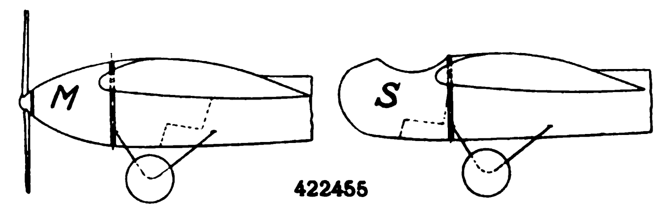
418854/77 h, 7. Tragfläche für Flugzeuge. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen, B 9. 9. 23. V 4. 2. 26. An Tragflächen,





die aus einem an sich steifen Metallhohlkörper bestehen, ist unter Schutz gestellt, daß die Unterseite ganz oder teilweise offen und durch (gegebenenfalls leicht lösbaren) Stoff, Drahtgewebe od. dgl. abgedeckt ist.

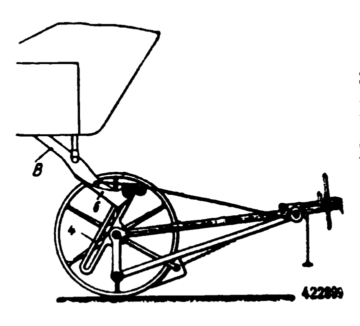
422455/77 h. 5. Flugzeug. Daimler Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. B 28. 7. 23. V 1. 12. 25. An Flugzeugen, deren Vorderteil mit Motor und Propeller auswechselbar ist, steht unter Schutz, daß der mit Motor



und Propeller ausgestaltete Vorderteil *M* durch einen den Segelflug ermöglichenden Teil *S* ohne Motor und Propeller ersetzt wird. Der Segelflug-Startplatz kann so im motorischen Fluge erreicht werden.

422898/77 h. 5. Auspuffvorrichtung für Luftfahrzeugmotoren und dgl. mit Absaugung der Gase. H. Knott, München. B 11. 12. 24. V 17. 12. 25. Zu dem Zweck, Geräuschlosigkeit und größere Motorleistung zu erzielen, erfolgt die Absaugung der Gase durch einen Turboventilator od. dgl. und die Kühlung des Motors durch eine Kältemaschine.

422899/77 h, 15. Wagen z. Auflagern d. Schwanzendes von Flugzeugen. J. Galland, Boulogne. B 29. 10. 24. V 14. 12. 25. In dem zweckmäßig mit zwei Rädern ausgerüstetem Wagengestell ist ein schaufelartiges Organ *6* angeordnet, das unter den Sporn *B* des Flugzeuges geschoben und mit diesem gehoben und gesenkt werden kann; die Schaufel ist in schwenkbaren Führungen *4* verschiebbar und zum Heben und Senken dient ein Getriebe.



428076/77 h, 6. Profilierung von Schraubenpropellern. G. König, Dahlem. B 15. 9. 23. V 21. 12. 25. Der Anspruch lautet »Profilierung von Schraubenpropellern für Luft- und Wasserfahrzeuge, dadurch gekennzeichnet, daß das Profil durch die günstigste Gleitziffer bestimmt wird.«

428120/77 h, 6. Schraube mit ebenen federnden Flügeln. K. W. Orzech, Stary Sacz (Polen). B 12. 4. 22. V 24. 12. 25. Die Schraube besteht aus einem zwei Schraubenflügel zu einer gemeinsamen fischschwanzähnlichen Fläche verbindendem Blatt; das Blatt kann aus einer zwischen zwei äußeren, von dem Befestigungsende aus verjüngten Stahlröhren gespannten Stofffläche bestehen.

428561/46 b, 20. Ventilsteuerung für Flugzeugmotoren. H. Farman, Paris. B 8. 1. 24. V 5. 1. 26. Zur Behebung der Leistungsabnahme in größeren Höhen ist bereits vorgeschlagen worden, die Motoren mit Ventilsteuerungen auszurüsten, deren Einlaß so regelbar ist, daß die Einströmung umgekehrt proportional dem atmosphärischen Druck der jeweiligen Flughöhe wird, indem zwischen dem Steuerdaumen und der angetriebenen Ventilstange ein in Abhängigkeit vom Luftdruck verschiebbarer Stellhebel angeordnet wird; eine völlig gleichbleibende Leistung konnte auch hierdurch nicht erzielt werden. Die den Erfindungsgegenstand bildende Ventilsteuerung ist im wesentlichen dadurch gekennzeichnet, daß ein Stellhebel die vom Steuerdaumen beeinflußte Druckrolle zwischen seinem Längszapfen und der Berührungsstelle mit der Ventilstange hält und durch Verschiebung der Rollenachse und Verdrehung des Hebels selbst die Füllung regelt.

Patentwesen: Rußland und der deutsche Erfinderschutz. Über 11 Jahre waren in Rußland die Deutschen ihrer gewerblichen Schutzrechte beraubt. Dieser für Handel und Industrie in Rußland und Deutschland gleicher Weise schädliche Zustand soll durch zwei neue Gesetze beseitigt werden.

Zunächst ist in Rußland ein neues Patentgesetz in Kraft getreten, nach welchem unterschiedslos Inländer und Ausländer Patente erwerben können, vgl. seine deutsche Wiedergabe im »Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen« 1924, S. 328 u. ff. Das russisch-sozialistische Recht an dem privaten gewerblichen Besitz ist damit ausgeschaltet. Das Gesetz schließt sich eng an das deutsche Patentgesetz an. Es sieht eine Prüfung der Patentanmeldungen auf Neuheit, Erfindungseigenschaft und gewerbliche Verwertbarkeit vor und läßt das Einspruchsverfahren zu. Gegen die Entscheidungen der 1. Instanz ist das Beschwerdeverfahren gegeben. Die Erfindung muß, wie in Amerika, von dem Erfinder selbst oder seinem Rechtsnachfolger angemeldet werden. Die Patentdauer beträgt fünfzehn Jahre vom Tage seiner Veröffentlichung ab, die in dem amtlichen Organ des Komitees für Erfindungsangelegenheiten erfolgt; die Dauer kann bei Nachweis unüberwindlicher Verwertungs-Hindernisse um 5 Jahre verlängert werden. Das Patent muß innerhalb von 5 Jahren in Rußland durch eigene Verwertung oder Lizenzen zur Ausführung gebracht sein. Auch diese Frist kann um 5 Jahre verlängert werden. Die Gebühren sind erst fällig, wenn die durch Patent geschützte Erfindung zur Ausführung gebracht ist, was der Behörde binnen Einmonatsfrist mitgeteilt werden muß andernfalls das Patent für nichtig erklärt wird.

Weiterhin ist von besonderer Wichtigkeit für Erfinder das (im Reichsgesetzblatt 1926 Teil II S. 3 ff., im Auszug im Blatt für Patent-, Muster- und Zeichenwesen 1926 S. 23 ff veröffentlichte) Gesetz vom 6. Jan. 1926 über die deutsch-russischen Rechts- und Wirtschaftsverträge vom 12. Oktober 1925, die am 12. März 1926 in Kraft treten. Alle nach dem Kriegsausbruch in Rußland für verfallen erklärten Schutzrechte (Patente, Gebrauchsmuster, gewerbliche Muster, Modelle und Warenzeichen) können auf Antrag mit alter Priorität wieder aufleben. Ferner können alle Deutschen, die vom 1. August 1914 bis zum Inkrafttreten dieses Vertrages in Deutschland ein Patent angemeldet haben, bei der Anmeldung in Rußland die deutsche Priorität derart geltend machen, daß in die Zwischenzeit fallende neuheitsschädliche Tatsachen unwirksam sind. Nur ein Vorbenutzungsrecht Dritter bleibt bestehen. Für Anträge dieser Art sind bestimmte Fristen (6 bis 12 Monate) gesetzt.

Die deutschen Erfinder und die deutsche Industrie haben jetzt zu prüfen, welche ihrer gewerblichen Schutzrechte für die Ausnutzung in Rußland von Wert sind. Diesen Schutz zurück- oder neu zu erwerben, liegt nicht nur im eigenen Interesse der Beteiligten, sondern ist auch ein Gebot der vaterländischen Pflicht. Die Erwerbung der Schutzrechte in Rußland sichert den Deutschen ein neues Absatzgebiet und dient dem wirtschaftlichen Wohle unseres Vaterlandes.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

7. Heft 14. April 1926 17. Jahrgang

Neuere Probleme aus der Flugzeugstatik.

Von H. Reißner.

Flügelkörper ohne äußeres Tragwerk.

Vorträge gehalten an der Technischen Hochschule Charlottenburg. 1925—1926.

Die Bauarten des freitragenden Flügels mit wenig oder gar keiner Außenverspannung oder Verstrebung gewinnen in der Flugtechnik immer mehr an Wichtigkeit. Ihre Möglichkeit ist auf den Erkenntnissen von Joukowsky, Levavasseur und Junkers, daß auch starke Flügelprofile bei geeigneter Formgebung genügend kleine Widerstände und genügend große Auftriebszahlen besitzen, ihre Zweckmäßigkeit auf der guten und schnellen Abbau-, Zusammenbau- und Verstauungsmöglichkeit, auf dem vortrefflichen Wetterschutz aller Organe und auf der Vermeidung schädlicher Luftwiderstände begründet.

Grade infolge dieser Bauart sind nun auch neue statische Probleme in der Flugtechnik aufgetreten. Insbesondere war die größere elastische Nachgiebigkeit und größere Schwingungsdauer der unverspannten und unverstrebten Bauarten, die notwendige Verwendung dünnwandiger zur Ausbeulung und ungleichmäßiger Spannungsverteilung neigender Querschnitte, die Heranziehung der Außenhaut zur Tragwirkung, durch die Notwendigkeit der Torsionssteifigkeit der Biegungsquerschnitte und die Verbundwirkung des Flügeltragwerkes zwischen Biegung und Torsion, schließlich auch die Verwendung von Tragwerken höherer innerer statischer Unbestimmtheit zu beachten. Alles dies ist entstanden durch die gegenüber der Fachwerkzelle bei weitem geringere Bauhöhe der tragenden Konstruktion.

Das Ziel dieser Vorträge ist es nun, einige dieser zwar schon lange bestehenden, aber jetzt erst für den technischen Fortschritt dringenden Fragen einer wissenschaftlichen Durchdringung näher zu führen. Hierbei wird es nötig sein, zur Vermeidung eines unübersichtlichen mathematischen Aufwandes, einerseits die recht schwierigen statischen Probleme nicht zu starr zu formulieren, sondern sie technisch zweckmäßig so einfach zu stellen, daß doch das Wesentliche der Zusammenhänge herauskommt, und anderseits die wissenschaftlichen Vorarbeiten der in- und ausländischen Laboratorien und der literarischen Veröffentlichungen auszunutzen.

Es sollen dabei die Fälle der üblichen Berechnungspraxis des Statikers soweit ihre streifungsweise Behandlung nicht für den Zusammenhang nötig ist, vermieden werden und die Bekanntschaft mit den grundlegenden Darstellungen der Mechanik vorausgesetzt werden.

Belastungszustände und Belastungsvorschriften.

Es möge nun dem Ganzen das Wichtigste über die Belastungszustände und die Belastungsvorschriften der Flügeltragwerke und ihre Darstellung durch Elementarbelastungen vorausgeschickt werden, weil im weiteren mit solchen Elementarbelastungen, der Biegung und der Torsion immer wieder gearbeitet werden wird.

Zu ordnen ist offenbar, sowohl nach Flugzeugarten als auch nach den Flugzuständen. Die Flugzeugarten werden je nach der Schärfe der Steuermanöver und im Zusammenhange damit je nach ihrem Gewicht eingeteilt in

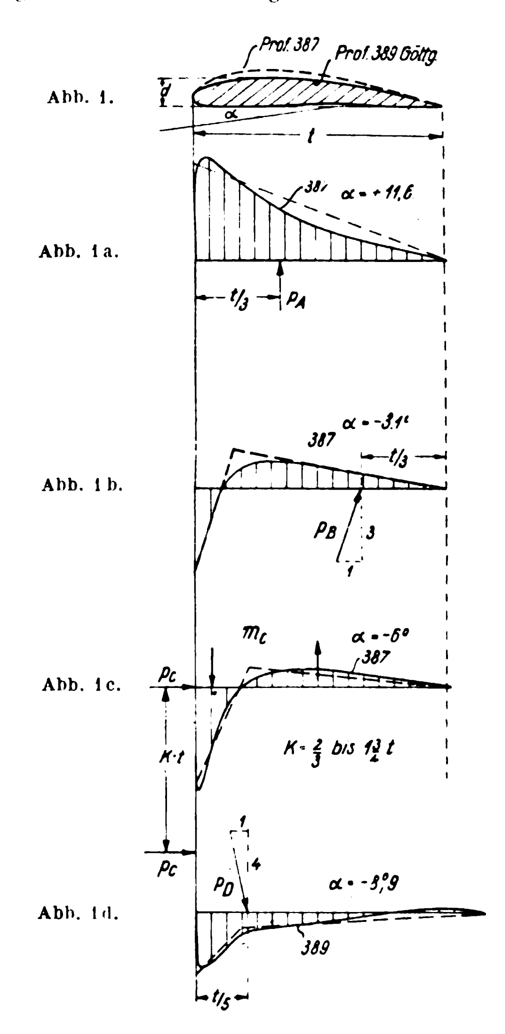
1. Einsitzer, Renn- und Jagdflugzeuge (E und D nach der früheren Bezeichnungsweise der deutschen Armeeflugzeuge),
2. Passagier- und Großflugzeuge (früher C und G),
3. Riesen- und Nachtflugzeuge (früher R und N).

Für jeden dieser Typen ist ein Lastvervielfachungsfaktor n zu wählen, der angibt, bei welchem Vielfachen des Eigengewichtes die Bruchlast vorauszusetzen ist. Dieses Lastvielfache soll sowohl die Belastungserhöhung des Eigengewichts durch Trägheitskräfte als auch das Verhältnis von Bruchspannung zu der genügend weit unter der Elastizitätsgrenze befindlichen zulässigen Spannung enthalten. Dies ist dadurch gerechtfertigt, daß die durch die Steuerhilfen des Abfangens, Aufrichtens, Wendens usw. verursachten Trägheitskräfte mit dem Geschwindigkeitsbereich und den Wendigkeitseigenschaften des Flugzeuges wachsen müssen und diese Eigenschaften bei den genannten drei Typen wesentlich verschieden sind.

Eine weitere Rationalisierung des Lastvielfachen n etwa einerseits aus der Maximaldifferenz der möglichen Geschwindigkeiten, dem Gesamtgewicht der Flächenbelastung, der Leistungsbelastung und der Gipfelhöhe und anderseits der Elastizitätsgrenze des Baustoffes ist an manchen Stellen im Gange, aber noch nicht abgeschlossen.

Die charakteristischen Flugzustände sind bekanntlich die folgenden:

Flugzustand A: Normaler Gradausflug, Abfangen aus dem Gleitflug, Normaler Kurvenflug,
Flugzustand B: Schneller Gleitflug,
Flugzustand C: Nahezu senkrechter Sturzflug,
Flugzustand D: Rückenflug.



Die Luftbelastungsverteilungen längs der Flügelsehne bei diesen Flugzuständen sind nach den Ergebnissen der Göttinger Versuchsanstalt Bd. 1923, Abb. 45, Prof. Nr. 387 und 389 beispielsweise in Abb. 1—1d dargestellt. In diesen Abbildungen sind auch gleichzeitig die im Jahre 1918 in Gel-

tung gewesenen Lastvielfachen der verschiedenen Flugzeugtypen und Flugzustände und die Anordnung der resultierenden Flügelbelastungen dieser Regeln und die aus der ungefähren Luftdruckverteilung über die Flügeltiefe abgeleitete, für die Rippenbelastung maßgebende schematische[1]) Druckverteilung eingetragen.

In den Abb. 1 bis 1d bedeute $2\,l$ die gesamte tragende Länge des Flügels, Q und Q_F Gesamtgewicht bzw. Flügelgewicht, p und m sollen Kraft- bzw. Momentbelastungen der Längeneinheit der Flügelachse bedeuten. Die scharffierten Flächen geben die Luftdruckverteilungen, wie im Laboratorium gemessen, die geradlinig, gebrochenen, punktierten Linien die idealisierten Druckverteilungen nach den Vorschlägen von Heimann und Madelung T. B. 1917, S. 81, die für die Rippenberechnung maßgebend sein sollen.

Hierbei möge bemerkt werden, daß infolge einer weiter fortgeschrittenen Fabrikationstechnik und infolge höherer Einheitsbelastungen, also verhältnismäßig kleinerer Flügel heute mit größeren Lastvielfachen n, also größeren sog. Bausicherheiten gerechnet werden soll und darf.

Für den Belastungsfall C (Sturzflug) kommt es in vielen Fällen, insbes. bei Mehrdeckern nicht nur auf die Belastungsresultierenden, sondern auch auf die Angriffsflächen der Druckverteilung und deren Fortpflanzung in den Baugliedern an. Es ist wohl zu beachten, daß Fall C immer zustande kommt durch einen Stirndruck in der Ebene der Flügelsehne und durch senkrecht zur Flügelsehne wirkende, teils drückende, teils hebende, keinen Gesamtauftrieb besitzende Luftbelastung, welche also ein reines resultierendes Kräftepaar bildet.

$$p = n\,\frac{Q - Q_F}{2\,l}$$

Flugzeugtypen

Belastungsfälle	E D > 1200 kg	C G 1200—2500—4000	N R 2500—5000 > 5000
Abfangen A	$n = 5$	4,5	4
Gleitflug B	$n = 3,5$	3	2,5
Sturzflug C	$n = 2,5$	2	1,5
Rückenflug D	$n = 3$	2,5	--

Über die Bemessung des Hebelarmes $\varkappa\,t$ der Abb. 1c kann man sich etwa wie folgt Rechenschaft geben:

Im Sturzflug ist der Auftriebskoeffizient $c_a = 0$ und der Anstellwinkel α negativ etwa -6^0 bis -8^0. Das Gesamtgewicht Q wird durch die gesamten schädlichen Widerstände aufgenommen, zu denen der Stirndruck p_c etwa die Hälfte allgemein $^1/_r$ beiträgt. Gleichzeitig entsteht das fragliche Kraftepaar $m = p_c\,\varkappa \cdot t$, welches aus Messungen an Flügelprofilen in der Form anzusetzen ist:

$$m = \frac{\varrho}{2} \cdot v_1^2\,t^2\,c_m = p_c\,\varkappa\,t$$

und

$$p_c = \frac{1}{r}\,\frac{Q - Q_F}{2\,l} = \frac{Q}{2\,l}\,\frac{1 - \frac{Q_F}{Q}}{r},$$

[1]) Vorgeschlagen von H Heimann und G. Madelung, loc cit.

wo v_1 die Sturzfluggeschwindigkeit also

$$\varkappa = \frac{\frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t}{p_c}\,c_m.$$

Es ist nun

$$Q = \frac{\varrho}{2}\,v_0^2\,2\,t\,l\,c_a,$$

wo v_0 die Normalgeschwindigkeit und der Auftriebskoeffizient c_a etwa $= 1$ ist.

Es ergibt sich also:

$$\varkappa = \frac{v_1^2}{v_0^2}\,\frac{c_m}{c_a}\,\frac{r}{1 - \frac{Q_F}{Q}} \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

Es kommt demnach für den Hebelarm des Stirndruckes auf das Verhältnis von Sturzflug- zu Normalgeschwindigkeit, auf den Momentbeiwert c_m an der Stelle, wo der Auftriebsbeiwert $c_a = 0$ ist, auf den Auftriebsbeiwert c_a des Normalfluges und auf die Verhältnisse Gesamtwiderstand zu Flügelwiderstand und Gesamtgewicht zu Flügelgewicht an. Setzt man entsprechend den wirklich auftretenden Geschwindigkeitsverhältnissen waghalsig gesteuerter Flugzeuge $\frac{v_1}{v_0} = 3$ und ferner $c_m = 0{,}1$ (Prof. 420, Göttingen), $r = 2$, $c_a = 1$ und $Q = 6\,Q_F$, so erhält man

$$\varkappa = 2 \cdot 9 \cdot 0{,}1 \cdot \frac{6}{5} = 2{,}16,$$

also eine Zahl, die etwa mit dem größeren der beiden Berechnungsvorschlägen $1^3/_4$ übereinstimmt, im übrigen aber zeigt, daß man nur bei scharf gesteuerten Flugzeugen (E und D) auf diesen hohen Wert kommt, dagegen bei trägeren Flugzeugen C bis R mit geringerer Geschwindigkeitsdifferenz und weniger steilem C-Gleitflug kleinere Hebelarme ansetzen dürfte.

Über den **Landungsstoß**, d. h. die beim Aufsetzen entstehenden Trägheitsbelastungskräfte, möge noch etwas bemerkt werden, und zwar daß er nach der folgenden Überlegung im Belastungsfall D (Rückenflug) als eingeschlossen anzusehen ist.

Sei nämlich s die Vervielfachung der Erdbeschleunigung beim Landungsstoß, p_l die dabei auftretende Einheitsbelastung der Flügelsehnenfläche F und p_g die Eigengewichtsbelastung des Flügels, welcher $^1/_m$ des Gesamtgewichts wiegen möge, so hat man zu setzen:

$$p_l = p_g\,(1 + s) = \frac{1}{m}\,\frac{Q}{F}\,(1 + s).$$

Anderseits ist die Einheitsbelastung im Fall D:

$$p_D = n\,\frac{Q - Q_F}{F} = \frac{Q}{F}\left(1 - \frac{1}{m}\right) n.$$

Die Gleichsetzung von p_l und p_D ergibt:

$$\frac{1}{m}\,(1 + s) = n\left(1 - \frac{1}{m}\right)$$

$$s = n\,m - (n + 1) \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

Sei z. B.

$$m = 6 \text{ und } n = 3,$$

so wird

$$s = 18 - 4 = 14.$$

Der Flügel ist demnach nach Fall D (Rückenflug) also auch stark genug, um die 14fache Erdbeschleunigung beim Landen auszuhalten.

Die Belastungsverteilung in der Längsrichtung der Flügelholme hängt nicht nur von der Grundrißform des Flügels und der im allgemeinen aus Stabilitätsgründen nach außen abnehmenden Winkelstellung der Flügelrippen, sondern auch von der Randwirkung der Flügelspitzen ab, dergestalt, daß die Auftriebskräfte von der Flügelwurzel nach außen hin abnehmen. Theoretisch und experimentell

stellt sich als günstigste eine etwa elliptische Auftriebsverteilung ein, die in deutschen und amerikanischen Vorschriften der Einfachheit wegen in eine etwa tangierende, trapezförmig abgeändert worden ist. (Abb. 2.)

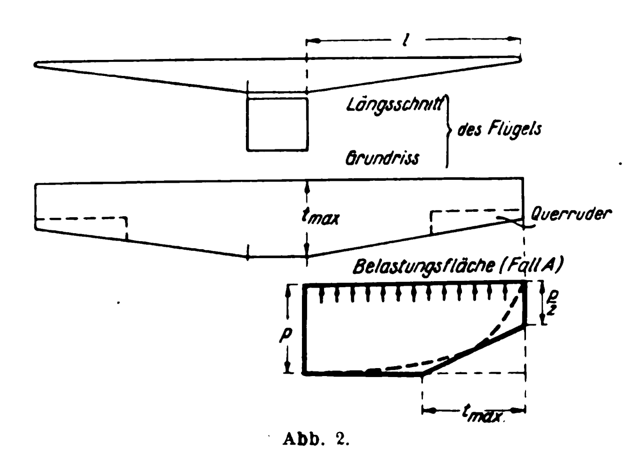


Abb. 2.

Hierbei wäre dann freilich die Wirkung der Verwindungssteuer an den Flügelspitzen besonders zu berücksichtigen. In Anbetracht dieser Zusatzkräfte ist es zweckmäßiger, weil einfacher und sicherer, durchweg mit einer rechteckigen Belastungsfläche, statt einer elliptischen für Festigkeitsuntersuchungen zu arbeiten, wie es in den folgenden Vorträgen durchweg geschehen soll. Anders ist es natürlich bei aerodynamischen Leistungsberechnungen, wo es auf die Ausnutzung der Feinheiten der Luftdruckverteilung oft sehr ankommt.

Zum Schluß dieser vorbereitenden Bemerkungen seien noch einige Zahlenwerte angegeben, welche die Größenordnung der in den bisherigen Ausführungen auftretenden Verhältnisse, welche auch in den Zahlenbeispielen der folgenden theoretischen Erörterungen zu berücksichtigen sind.

Eine statisch wichtige Größe ist dann noch die sog. maximale Profilstärke d (Abb. 1), welche offenbar die Bauhöhe des freitragenden Flügels bestimmt. Es war oben schon darauf hingewiesen, daß die guten $\frac{c_w}{c_a}$ und $\frac{c_w^2}{c_a^3}$-Werte der dicken Profile erst den Bau freitragender Flügel ermöglicht haben. Man darf damit rechnen, daß man vorbehaltlich genauerer Untersuchungen für die Flügelwurzelprofile mit $\frac{d}{t}$ (Abb. 1) auf $\frac{1}{5}$ heraufgehen kann und diese sich dann bis zur Flügelspitze auf $\frac{d}{t} = \frac{1}{10}$ verjüngen läßt.

Es tritt weiter auf das mittlere Verhältnis von Flügelspannweite l und Flügelbreite t, welches bestimmt ist durch einen Kompromiß zwischen aerodynamischen und Gewichtsrücksichten und sich in den Grenzen $\frac{l}{t}$ von 5 bis 7 bewegt. Ferner das Verhältnis von Gesamtgewicht zu Flügelgewicht $m = \frac{Q}{Q_F}$ und das Eigengewicht der Flügel, bezogen auf die Flächeneinheit $q_F = \frac{Q_F}{F}$ von $m = 5$ bzw. q_F 2 kg/m² für Segelflugzeuge, von 7 bzw. 5 bis 7 kg/m² für stoffbespannte hölzerne und 6 bzw. 8 bis 10 kg/m² für Metallflügel von Passagierflugzeugen, bis etwa 4 bzw. 12 bis 15 kg/m² für Riesenflugzeuge. Schließlich die Auftriebsbelastung der Flügel $q_A = \frac{Q - Q_F}{F}$, welche von 10 kg/m² bei Segelflugzeugen und leichten Sporteindeckern auf 45 kg/m² für schnelle Passagierflugzeuge und 80 kg/m² für Rennflugzeuge geht.

Elementarbelastungen.

Für die grundsätzlichen Erörterungen der folgenden Kapitel ist es offenbar zweckmäßig die oben besprochenen Belastungszustände z. B. die in Deutschland gebräuchlichen Belastungsfälle A, B, C und D auf gewisse Elementarbelastungsfälle der reinen Flügelbiegung und der reinen Flügelverdrehung zurückzuführen, und zwar wollen wir einführen:

1. Eine resultierende Belastung p_1, auf die Längeneinheit der Flügelachse bezogen, in einer solchen, noch zu bestimmenden ideellen Belastungsebene senkrecht zur Profilsehne, daß sich alle Flügelprofile bei der Formänderung parallel bleiben. Diese Belastung p_1 kg/m heiße reine Biegungsbelastung des Auftriebs.

2. Eine resultierende Belastung q_1 auf die Längeneinheit der Flügelachse bezogen, in einer solchen noch zu bestimmenden ideellen Belastungsebene parallel zur Profilsehne, daß sich ebenfalls alle Flügelprofile parallel bleiben.

Diese Belastung q_1 heiße reine Biegungsbelastung des Stirndruckes.

Die Schnittlinie beider Ebenen heiße die elastische Achse des Flügels, bei einholmigen Flügeln ist sie offenbar die Verbindungslinie der Schwerpunkte der Holmquerschnitte. Alle hier betrachteten Flügel sollen so gebaut sein, daß es eine solche Achse immer gibt, was erfahrungsmäßig praktisch keine konstruktive Einschränkung bedeutet.

3. Eine resultierende Momentbelastung m_1, bezogen auf die Längeneinheit der Flügelachse, drehend um diese, welche, wie später bewiesen wird, keine Durchbiegung der elastischen Flügelachse, sondern nur eine Verdrehung der Flügelquerschnitte gegeneinander bewirkt.

Die Zusammensetzung z. B. der Belastungsfälle A, B, C, D aus diesen Belastungsfällen ergibt sich, wenn man die elastische Achse auf $\frac{1}{3}$ der Flügeltiefe voraussetzt und ihren Höhenabstand von der Flügelsehne zunächst vernachlässigt, wie folgt:

Für A: $p_1 l = n_a (Q - Q_F)$
$q_1 = 0$
$m_1 = 0$

Für B: $p_1 l = n_b (Q - Q_F) \frac{3}{\sqrt{10}}$
$q_1 = n_b (Q - Q_F) \frac{1}{\sqrt{10}}$
$m_1 = n_b (Q - Q_F) \frac{t}{3} \frac{3}{\sqrt{10}}$

Für C: $p_1 = 0$
$q_1 = n_c (Q - Q_F)$
$m_1 = n_c (Q - Q_F) \varkappa t$

Für D: $p_1 = - n_d (Q - Q_F) \frac{4}{\sqrt{17}}$
$q_1 = + n_d (Q - Q_F) \frac{1}{\sqrt{17}}$
$m_1 = n_d (Q - Q_F)\, t \left(\frac{1}{3} - \frac{1}{5}\right) \frac{4}{\sqrt{17}}$.

In allen folgenden statischen Betrachtungen sollen nunmehr immer solche Elementarbelastungen p_1, q_1 und m_1 zugrunde gelegt werden und, wenn nichts anderes gesagt ist, die vorhergehende Zurückführung der Belastungszustände des Fluges auf diese Elementarbelastungen stillschweigend vorausgesetzt werden.

Literatur.

Das Vorhergehende gibt nur eine ganz ungefähre Übersicht über die wesentlichen auftretenden Belastungszustände und ihre formelmäßige Fassung, wie es wohl auch für die folgenden theoretischen Diskussionen schwebender Fragen der Flugzeugstatik genügt. Für eine genauere Begründung und weitere Ausführung sei die folgende Lite-

ratur über Belastungszustände und Lastvielfache empfohlen:

Literatur

über Belastungszustände und Lastvielfache.

G. Eiffel, Neue Untersuchungen über den Luftwiderstand und den Flug. 3 Bde. 1914, ?

H. Reißner, Beanspruchung und Sicherheit von Flugzeugen. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Bd. I. 1912/13.

H. Reißner und E. Schwerin, Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme. Jahrbuch der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, Bd. IV, 1916.

Technische Berichte der Flugzeugmeisterei. 1916 bis 1918. 5 Bde.

H. Heimann und G. Madelung, Die Beanspruchung der Flügelrippen. TB. 1917, Bd. I, S. 81.

Deutsche Bau- und Lieferungsvorschriften. 1918.

Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. Verlag Oldenbourg 1921 bis 1923.

Techn. Reports of the Advisory Committee for Aeronautics. London.

Reports of the U. S. A. Advisory Committee for Aeronautics. Washington.

W. Hoff, Die Festigkeit deutscher Flugzeuge. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1922, S. 139 bis 169.

A. van Gries, Flugzeugstatik, Springer, 1921.

R. v. Mises, Fluglehre, Springer 1918.

A. Pröll, Flugtechnik. Oldenbourg 1919.

A. Baumann, Mechanische Grundlagen des Flugzeugbaues. Oldenbourg 1913.

Arth. W. Judge, Handbook of Modern Aeronautics. London 1919, Library Press.

*Handbook of Instructions for Airplane Designers. Dayton 1925.

*Registre Aeronautique, Bureau Veritas, Paris.

A. Rohrbach, Bausicherheit und Kurvenflug. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1922. ??

R. Fuchs und H. Blenk, Die Beanspruchung von Flugzeugen beim Abfangen. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1925, S. 76 bis 86.

Die erforderliche Torsionssteifigkeit eines Flügels.

Bei der Durchsicht der ganzen Literatur der Flugzeugstatik findet man zwar eine Fülle von Untersuchungen über Spannungs- und Formänderungsberechnungen, auftretende Belastungsfälle und zulässige Spannungen, aber über die wichtigen Fragen der zulässigen Formänderungen der Biegung und Torsion insbesondere von Trag- und Steuerflügeln scheint man noch nicht zu genügend scharf formulierbaren Ergebnissen gekommen zu sein, trotzdem man natürlich schon sehr lange weiß, daß auch bei genügender Tragfähigkeit eine zu große Weichheit der tragenden Organe in Verbindung mit der bekannten unstabilen Druckpunktwanderung zu unzulässigen Schwingungen und zu schlechter Steuerung führt, und daß diese Gefahren mit den wachsenden Geschwindigkeiten der neuen Flugzeugbauarten immer größer werden. Die erheblich größeren Sicherheitskoeffizienten bzw. Belastungsvielfache n die in den letzten Jahren gefordert werdem, sind wohl zum Teil auch bestimmt, diesen Gefahren einer zu großen Nachgiebigkeit der Flügel freilich in nicht ganz rationeller Weise entgegenzuwirken.

Das erste Kapitel der Vorträge soll eine wichtige Teilfrage aus diesem bisher noch nicht genugend durchgearbeiteten Fragengebiet behandeln.

Man hat bisher aus der Statik der Baukonstruktionen einigermaßen die Mittel an der Hand, die Verdrehungswinkel von Flügeln für gegebene Belastung zu berechnen, aber uber die Zulässigkeit von Verdrehungswinkeln bzw. über die erforderliche Steifigkeit von Flugzeugflügeln herrschen noch recht unbestimmte Vorstellungen. Die Erfahrung lehrt zwar, daß zu weiche Flügel entweder die Anstellwinkel nicht halten, oder im Fluge flattern, daß sie ferner schlechtere Längsstabilität besitzen und der Verwindungssteuerung schlecht gehorchen. Man weiß ferner, daß diese Gefahren mit wachsender Fluggeschwindigkeit größer werden.

Von wissenschaftlichen Arbeiten über diese Frage gibt es wohl nur die Arbeiten von Blasius[1]) und ganz neuerdings von Blenk und Liebers[2]). Blasius hat für den zweifach gestützten Unterflügel eines Anderthalb-Deckers gezeigt, daß es gut ist, die elastische Achse möglichst nach vorn zu schieben; Blenk und Liebers rechnen kombinierte Biegungs- und Torsionsschwingungen für den freitragenden, biegungsstarren, gelenkig elastisch eingespannten Flügel konstanten Trägheitsmomentes und konstanter Massenverteilung. Sie kommen zu dem praktischen Ergebnis, daß es gut ist, die elastische Längsachse des Flügels, d. h. die ideelle Belastungslinie reiner Biegungsbelastung und auch die Schwerachse des Flügels möglichst nach vorn zu schieben, was freilich wegen der Gewichtsrücksichten und wegen der erforderlichen Holmhöhen seine engen Grenzen hat, und ferner, daß wegen der starken Dämpfung sowohl der Biegungs- als auch der Torsionsschwingungen praktisch maßgebend die sog. statische Bedingung der reinen Torsionsstabilität ist.

Statische Torsionsstabilität.

In Übertragung dieses Ergebnisses sowohl auf Flügelkörper konstanter Torsionstätigkeit als auch auf den nach der Flügelspitze verjüngten Flügelkörper soll in folgendem die statische Stabilitätsbedingung der Torsion für einen solchen Flügel aufgestellt werden.

Der qualitative Zusammenhang ist der folgende: In irgendeinem Flugzustand, der nicht reine Biegung zur Folge hat, z. B. Belastungszustand C, würde entsprechend der Lage der Holme und damit entsprechend der Lage der elastischen Flügelachse, ferner entsprechend der ursprünglichen Anstellwinkel der Flügelprofile ein Momentbelastungszustand m_{c_0} längs des Flügels wirken. Der Flügel wird sich tordieren und dabei wird die Momentbelastung m_{c_0} sich infolge dieser Torsion ändern und infolge der Rückwanderung des Druckpunktes für gewöhnlich wachsen. Dadurch nimmt der Torsionswinkel weiter zu, und es entsteht eine kritische untere Grenze der Steifigkeit bzw. obere Grenze der Fluggeschwindigkeit, unterhalb welcher diese gegenseitige Steigerung zur Ruhe kommt und oberhalb welcher

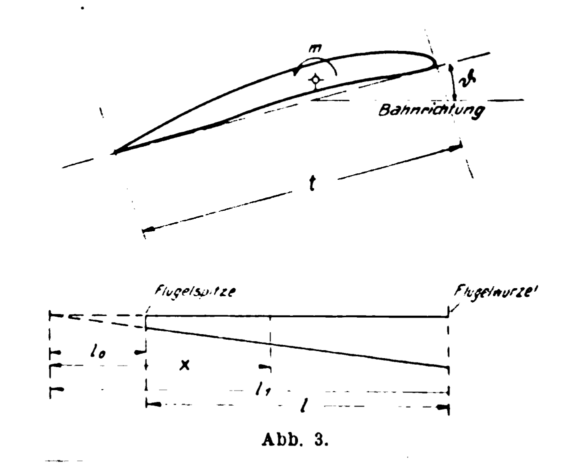


Abb. 3.

[1]) H. Blasius, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1925, S. 39 bis 42. »Über Schwingungserscheinungen an einholmigen Unterflügeln.

[2]) H. Blenk und F. Liebers, Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1925, S. 479 bis 486. »Gekoppelte Torsions- und Biegungsschwingungen von Tragflügeln.

Die mit * bezeichneten Werke waren Verfasser nicht zugänglich.

unzulässige Flügelverdrehungen entstehen müssen. Diese Grenze gilt es also zunächst zu bestimmen.

Es seien Verdrehungswinkel ϑ, Momentbelastung m und Querschnittsmoment M auf der vorangehenden Seite eines Längenelementes positiv gerechnet, wenn sie, von der Flügelspitze aus gesehen, im entgegengesetzten Sinne des Uhrzeigers drehen, dann gelten die Gleichungen:

$$G\,J\,\frac{d\,\vartheta}{d\,x} = -\,M \qquad \frac{d\,M}{d\,x} = m,$$

wo GJ die Torsionssteifigkeit der ganzen Flügelkonstruktion an der Stelle x[1]).

Es folgt also:

$$\frac{d}{d\,x}(GJ\,\vartheta') = -\,m \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Bekanntlich darf nun mit ϱ als Luftdichte, v als Fahrtgeschwindigkeit und t als Flügeltiefe innerhalb weiter Grenzen gesetzt werden:

$$m = -\,c_m\,\frac{\varrho}{2}\,v^2\,t^2, \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (4)$$

wo unter c_m ein nur vom Flügelprofil und Seitenverhältnis t/l und $\sphericalangle\,\vartheta$ abhängiger, experimentell zu bestimmender Koeffizient zu verstehen ist, der z. B. vom Göttinger Aerodynamischen Laboratorium für viele Profile, bezogen auf die Vorderkante als Drehachse gegeben wird.

Die Momentbelastung um irgendeine andere, gegen die Vorderkante um η nach hinten verschobene parallele Achse ergibt sich aus dem Göttinger Wert c_{m_0} aus der Beziehung:

$$c_{m,1} = c_{m,0} - (c_a \cos\vartheta + c_w \sin\vartheta)\,\frac{\eta}{t} \quad . \; . \; . \; . \quad (5)$$

Diese Umrechnung aus den Göttinger Werten ist notwendig, da man als Bezugsachse die elastische Flügelachse braucht, wobei wie schon im ersten Kapitel definiert, als elastische Flügelachse diejenige ideelle Linie anzusehen ist, die torsionsfreie Durchbiegung der Flügelkonstruktion ergibt, wenn längs ihr die resultierende Flügelbelastung wirken würde.

Übrigens sind bei der getroffenen Vorzeichenwahl die $c_{m,0}$ des Göttinger Laboratoriums negativ — daher das Minuszeichen in Gleichung (4) — zu nehmen, da sie auf Verkleinerung des Anstellwinkels hinwirken.

Die drei nebenstehenden von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt freundlichst zur Verfügung gestellten Abbildungen zeigen den Verlauf der c_a und c_m für drei verschiedene Flügelprofile bei verschiedenen Lagen der elastischen Achse.

Die einzige konstruktiv ausführbare Lage der elastischen Achse ist mit Rücksicht auf die Unterbringung der Holme die Stellnug 4 dieser Abbildungen, deren Wert, c_{m4} genannt, sich z. B. bei Profil 420 von $\vartheta = -13^0$ bis $+10^0$ durch das lineare Gesetz

$$c_{m4} = +\,c_0 - c'\,\vartheta \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (6)$$

darstellen läßt, wenn man für die Konstante mit ϑ in Bogenmaß die Werte ansetzt:

$$c_0 = +\,0{,}03 \qquad c' = +\,0{,}45.$$

Setzt man noch zur Abkürzung

$$w = \frac{\varrho}{2}\,v^2\,t^2\,\frac{1}{G}, \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (7)$$

so hat man also zu schreiben:

$$\frac{d}{d\,x}(J\,\vartheta') = +\,w\,c_m = w\,(c_0 - c'\,\vartheta) \quad . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Konstante Torsionssteifigkeit.

Es werde nun zunächst für den einfacheren, aber weniger der Wirklichkeit entsprechenden Fall konstanter Torsions-

[1]) Wie später gezeigt wird, ist in dieser Größe J auch eine gewisse Biegungsverbundwirkung infolge der Einspannung des Flügels an der Wurzel mit enthalten.


Seitenverhältnis 1 : 5.

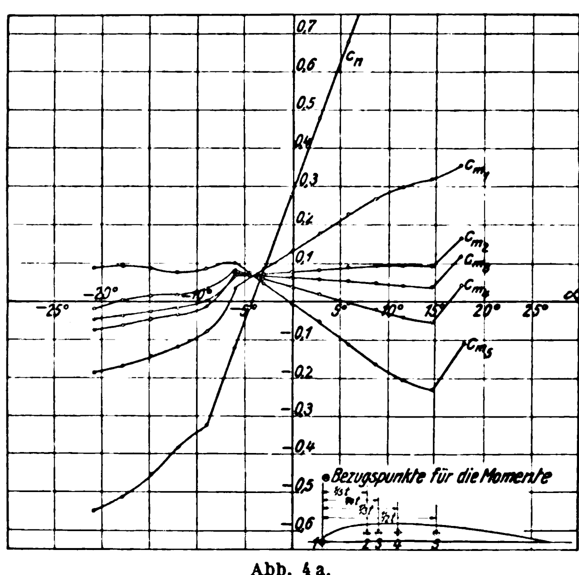


Abb. 4 a.

Seitenverhältnis 1 : 5.

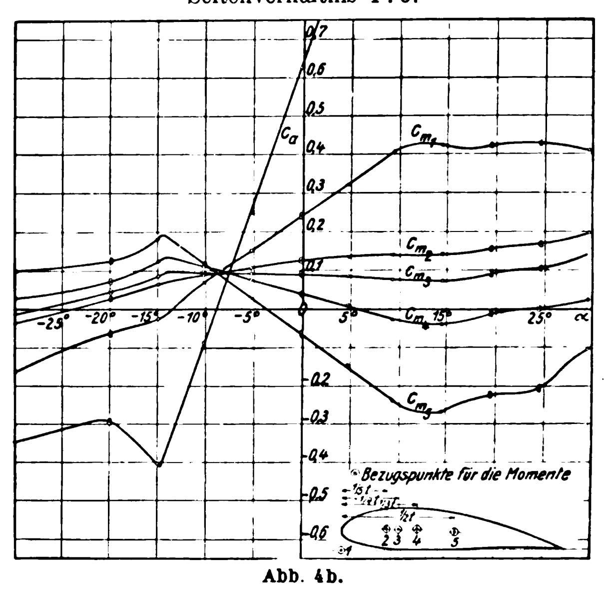


Abb. 4b.

Seitenverhältnis 1 : 5.

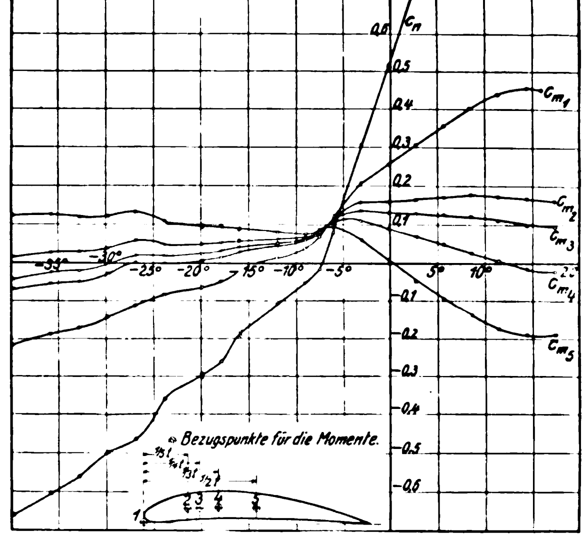


Abb. 4 c. Profil 446.

Abb. 4a—c. Auftriebsbeiwerte und Momentbeiwerte, gemessen von der Aerodyn. Versuchsanstalt Göttingen, umgerechnet von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof.

steifigkeit GJ die Stabilitätsbedingung aufgestellt wie folgt:

Für $J =$ konst lautet das vollständige Integral der Gleichung (3)

$$\vartheta = \frac{c_0}{c'} + A \sin(p\,x) + B \cos(p\,x) \quad \ldots \quad (4)$$

wo

$$p = \sqrt{\frac{w\,c'}{J}} \quad \ldots \quad (7a)$$

Die Grenzbedingungen mit $l_0 = 0$ und $l_1 = l$ sind.

Für $x = 0$ soll $\vartheta' = 0$ sein, da dort $M = 0$.

Für $x = l$ soll $\vartheta = \vartheta_w$ sein, da die Wurzel unter vorgeschriebenem Anstellwinkel eingespannt.

Daraus ergeben sich die Integrationskonstanten:

$$A = 0 \qquad B = \left(\vartheta_w - \frac{c_0}{c'}\right) \cdot \frac{1}{\cos p\,l}.$$

Wird nun der Nenner des Ausdruckes für B sehr klein, so erzeugt schon ein sehr kleiner Wert von c_0, d. h. eine sehr kleine Momentbelastung eine große Winkelverdrehung.

Da der Fall $c' = 0$ eine konstante Momentbelastung bedeutet, also zu keiner Stabilitätsbedingung Veranlassung geben kann, übrigens formal $p = 0$ liefert und eine quadratisch rationale Funktion als Integral hat, ist die einzige Stabilitätsbedingung:

$$\cos(p\,l) = 0 \text{ oder } l\sqrt{\frac{w\,c'}{J}} = \frac{\pi}{2}, \quad \ldots \quad (8)$$

d. h. für die Stabilität ist es notwendig, daß

$$\boxed{GJ \geqq \frac{\varrho}{2}\, v^2 F^2 \frac{c'}{\pi^2}} \quad \ldots \quad (8a)$$

Man hat also das Verschwinden des Nenners $\cos(p\,l)$ als Stabilitätsbedingung anzusehen.

Bevor an die anschauliche Deutung und numerische Auswertung dieser Formel gegangen wird, möge zunächst der entsprechende Fall bei solchen Flügelholmen, die von der Wurzel nach der Flügelspitze sich verjüngen, behandelt werden.

Veränderliche Flügelsteifigkeit.

Bei der Bedingung (8) ist nun allerdings die nicht zutreffende Voraussetzung gemacht, daß J konstant sei, während in Wirklichkeit J nach der Wurzel zu stärker als linear wächst. Eine Verbesserung der Stabilitätsbedingung durch Berücksichtigung der Holmverjüngung von der Flügelwurzel nach der Flügelspitze kann, wie folgt gegeben werden.

Die Gleichung (3) schreibt sich für diesen Fall:

$$J\,\vartheta'' + J'\,\vartheta' = w\,(c_0 - c'\,\vartheta) \quad \ldots \quad (3a)$$

Eine konstruktiv wahrscheinliche Verteilung der Torsionssteifigkeit, welche auch besonders einfache Integration ergibt, läßt sich ansetzen in der Form:

$$J = J_1\, x^2,$$

wo übrigens zu beachten ist, daß der Anfangspunkt $x = 0$ jenseits der Flügelspitze anzunehmen ist, damit dort J nicht verschwindet.

Die zu integrierende Differentialgleichung ist also:

$$x^2\,\vartheta'' + 2\,x \cdot \vartheta' = \frac{w}{J_1} \cdot (c_0 - c'\,\vartheta) \quad \ldots \quad (3b)$$

und deren Integral lautet:

$$\vartheta = \frac{c_0}{c'} + A\,x^{p_1} + B\,x^{p_2}, \quad \ldots \quad (4a)$$

wenn gesetzt wird:

$$p_{1,2} = -\frac{1}{2}\,(1 \pm \sqrt{1-u})$$

mit der abkürzenden Bezeichnung

$$u = \frac{4\,c'\,w}{J_1} = \frac{\varrho}{2}\,v^2\,t^2\,\frac{4\,c'}{G\,J_1} \quad \ldots \quad (7a)$$

Für $u > 1$ muß allerdings das Integral umgeformt werden, um in reeller Gestalt zu erscheinen. Man setze dann mit

$$\frac{x}{l_1} = x_1 \text{ und } \sqrt{u-1} = z$$

$$p_{1,2} = -\frac{1}{2} \pm i\,\frac{1}{2}\sqrt{u-1} = -\frac{1}{2} \pm i\,\frac{z}{2}$$

$$x_1^{\,p} = x_1^{-\frac{1}{2}}\, l^{\pm i \frac{z}{2} \ln x_1} =$$

$$= x_1^{-\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right) \pm i \sin\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right)$$

$$\vartheta = \frac{c_0}{c'} + A\,x_1^{-\frac{1}{2}} \cos\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right) +$$

$$+ B\,x_1^{-\frac{1}{2}} \sin\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right) \quad \ldots \quad (4b)$$

Je nach dem Zahlenwert von $u >$ oder < 1 ergeben sich nun zwei verschiedene Stabilitätsbedingungen aus den entsprechenden Grenzbedingungen, wie bei $J =$ konst.

1. Steife Flügel

$$u < 1$$

$\vartheta' = 0$ für $x = l_0$ liefert: $B = -A\,\dfrac{p_1}{p_2}\, l_0^{(p_1 - p_2)}$

$\vartheta = \vartheta_w$ für $x = l_1$ liefert:

$$-\vartheta_w + \frac{c_0}{c'} + A\left[l_1^{p_1} - \frac{p_1}{p_2} \cdot l_0^{(p_1-p_2)}\, l_1^{p_2}\right] = 0$$

und Instabilität könnte bei $u > 1$ nur eintreten für:

$$\frac{p_1}{p_2}\left(\frac{l_0}{l_1}\right)^{p_1 - p_2} = 1$$

oder, wenn man $+\sqrt{1-u} = y$ und $\dfrac{l_1}{l_0} = \lambda$ setzt:

$$\ln \lambda = \frac{\ln \dfrac{1-y}{1+y}}{y} \quad \ldots \quad (8b)$$

oder

$$\frac{1}{2} \ln \lambda = -\left(1 + \frac{y^2}{3} + \frac{y^4}{5} \cdots\right),$$

welche Gleichung außer der Wurzel $y = 0$ keine positive reelle Wurzel besitzt, da λ immer > 1 und $\ln \lambda > 0$ sein muß. $y = 0$, d. h. $u = 1$ ist aber eine Doppelwurzel der oben $p_{1,2}$ determinierenden Gleichung und führt zu dem folgenden vollständigen Integral:

$$\vartheta = \frac{c_0}{c'} + A\,x_1^{-\frac{1}{2}} + B\,x_1^{-\frac{1}{2}} \cdot \ln x_1,$$

welches bei der Bestimmung von A und B aus den Grenzbedingungen keine Stabilitätsgrenze aufweist.

Es ist also nur der zweite Fall maßgebend, für welchen das Integral in folgender Weise eine logarithmisch, goniometrische Form annimmt:

2. Weiche Flügel

$$\underline{u > 1.} \qquad \sqrt{u-1} = z \quad \text{(zur Abkürzung)}$$

$\vartheta' = 0$ für $x = l_0$ liefert:

$$A\left[-\frac{1}{2}\,x_1^{-\frac{3}{2}} \cos\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right) - x_1^{-\frac{3}{2}} \cdot \frac{z}{2} \sin\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right)\right] +$$

$$+ B\left[-\frac{1}{2}\,x_1^{-\frac{3}{2}} \sin\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right) + x_1^{-\frac{3}{2}}\,\frac{z}{2} \cos\left(\frac{z}{2} \ln x_1\right)\right] = 0,$$

für $x = l_0$

also, wenn $z = \operatorname{tg} \zeta$ gesetzt:

$$A = B\,\frac{z \cos\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right) + \sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)}{\cos\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right) - z \sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)} = B \operatorname{tg}\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)$$

$\vartheta = \vartheta_w$ für $x = l_1$ liefert:

$$-\vartheta_w + \frac{c_0}{c'} + A = 0.$$

Die Stabilitätsbedingung erhält man nun, wenn man aus den vorgehenden Gleichungen B berechnet und den dabei entstehenden Nenner gleich Null setzt. Auf diese Weise ergibt sich:

$$\boxed{z = -\operatorname{tg}\left(\frac{z}{2}\ln\lambda\right)} \quad \ldots\ldots\ldots (8\text{c})$$

Es wird z. B. für $\lambda = \frac{l_1}{l_0} = 6$, $\frac{1}{2}\ln\lambda = 0{,}896$, und es ist die transzendente Gleichung zu untersuchen:

$$z = -\operatorname{tg}\,(0{,}896\,z),$$

welche in Abb. 5 graphisch gelöst wurde durch die Schnittpunkte der Graden $\bar{z} = -\frac{z}{0{,}896}$ und der Kurve tg. $\bar{z}$.

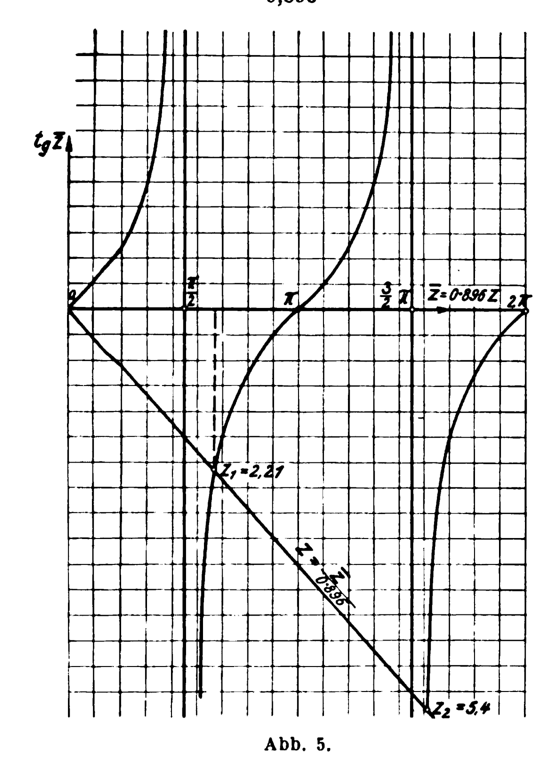


Abb. 5.

Die maßgebende Stabilitätsgrenze ist diejenige, für welche J_1 möglichst groß, also u und damit auch z möglichst klein ist, also ist die kleinste Wurzel von z zugrunde zu legen.

$\lambda = 6$ liefert nun nach Abb. 5:

$$z_{\min} = 2{,}21, \quad u_{\min} = 1 + z^2_{\min} = 5{,}88.$$

Allgemein wird:

$$\boxed{GJ_1\,l^2 = GJ_l \geqq \frac{\varrho}{2}\,v^2\,F^2\,\frac{c'}{u_{\min}}} \quad \ldots\ldots (8\text{d})$$

Für $\lambda = 6$, $u_{\min} = 5{,}88$ wird also die für Stabilität erforderliche Torsionsteifigkeit an der Flügelwurzel, entsprechend dem Vergleich der Formeln (8a) und (8d), $\frac{\pi^2}{5{,}88} = 1{,}68$ mal so groß als für konstante Torsionsteifigkeit.

In den Stabilitätsbedingungen ist vorausgesetzt, daß in dem Anstellwinkelbereich der vorkommenden Flugzustände, insbesondere für kleine und negative Anstellwinkel, c' genügend genau konstant, also die c_m-Kurve des Flügelprofils genügend genau gradlinig ist. Dies ist für gewöhnlich auch der Fall, z. B. war für das betrachtete Profil 420, Abb. 4b, Stellung 4 der elastischen Achse etwa auf $1/3\,t$, c' konst, etwa von -10^0 bis $+8$, und hatte den Wert 0,45.

Die Stellung 4 der elastischen Achse war gewählt, weil diese die konstruktiv wahrscheinlichste ist. Könnte man die elastische Achse weiter vorschieben, so würde, da c' kleiner wird, die erforderliche Stabilität auch kleiner, dagegen beim Zurückschieben größer werden.

Ist nun die Stabilitätsbedingung nicht erfüllt, so ergibt sich formal ein unendlich großer Verdrehungswinkel ϑ. In Wirklichkeit kommt dann der Flügel in so große negative Winkelstellungen, daß c' Null wird und dann zunimmt, so daß sich dann schließlich doch ein endlicher Winkel einstellen wird.

Die weiter in den Stabilitätsbedingungen auftretende Geschwindigkeit ist offenbar die Maximalgeschwindigkeit des Flugzeugs, d. h. die Sturzgeschwindigkeit v_1 bei allen den Flugzeugen die genügend große Steuerkräfte zur Verfügung haben und rücksichtslos ausnützen (Jagd- und Kunstflugzeuge). Bei diesen ist also

$$v_1^2 = \frac{Q}{\frac{\varrho}{2}\,F\,c_{w1\,\min} + W_s},$$

wo Q das Gesamtgewicht und W_s die Summe aller schädlichen Widerstände, so daß der Nenner der Gesamtwiderstand im Sturzflug ist.

Deutung der Steifigkeitsvorschriften (8a) und (8d).

Die Torsionssteifigkeit des Flügelquerschnitts hängt in einer noch später zu besprechenden Weise von der Flügelkonstruktion ab, die in der verschiedensten Weise, ein- oder mehrholmig, mit oder ohne Rippenverbundwirkung mit oder ohne tragende Haut usw. ausgeführt sein kann, so daß wir hier noch davon absehen müssen, etwas allgemein gültiges über die Berechnung von GJ zu sagen.

Man kann sich jedoch die erforderliche Torsionssteifigkeit GJ der Formeln (8a) und (8d) durch ihre elastische Nachgiebigkeit anschaulich machen, z. B. durch den Verdrehungswinkel den ein vorgeschriebenes Belastungsmoment erzeugt.

Es möge also das konstante Belastungsmoment auf die Längeneinheit m_c des Belastungsfalles C längs der Flügelachse angreifen, und es werde nach dem bei einer gegebenen Torsionssteifigkeit GJ entstehenden Torsionswinkel gefragt. Die Bestimmungsgleichung lautet wieder wie bei Gleichung (3):

$$GJ\,\vartheta_c' = -m_c\,x,$$

worin

$$m_c = n_c\,\frac{Q - Q_F}{2\,l}\,\varkappa\,t \text{ oder } = c_m\,\frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t^2,$$

also:

$$\vartheta_c = -\frac{m_c}{G}\int\frac{x}{J}\,d\,x.$$

Für konstante Torsionssteifigkeit ergibt sich, wenn der Verdrehungswinkel bei $x = l$ Null gesetzt wird

$$\vartheta_c = +\frac{m_c}{G\,J}\,\frac{l^2 - x^2}{2},$$

demnach an der Flügelspitze $x = 0$

$$\vartheta_{c,0} = \frac{m_c\,l^2}{2\,G\,J} \quad \ldots\ldots\ldots (9\text{a})$$

Für die nach Gleichung (3b) veränderliche Torsionssteifigkeit erhält man entsprechend:

$$\vartheta_c = +\frac{m_c}{G\,J_1}\ln\frac{l_1}{x}$$

und an der Flügelspitze, also bei $x = l_0$

$$\vartheta_{c,0} = \frac{m_c}{G\,J_1}\ln\lambda = \frac{m_c\,l^2}{G\,J_l}\ln\lambda \quad \ldots\ldots (9\text{d})$$

Die Einsetzung von (8a) in (9a) und (8c) in (9d) ergibt nun:

$$\vartheta_{c,0} = \frac{m_c\,l^2}{\frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,F^2\,\frac{c'}{\pi^2}\cdot 2} = \frac{\pi^2}{8}\,\frac{c_m}{c'} \quad \ldots\ldots\ldots (9\text{b})$$

bzw.

$$\vartheta_{c,0} = \frac{m_c\, l^2}{\frac{\varrho}{2} v_1^2 F^2 \frac{c'}{u_{\min}} \cdot \ln \lambda} = \frac{u_{\min}}{4 \ln \lambda} \frac{c_m}{c'} \quad . \; . \quad (9c)$$

Hierin ist der Wert der c_m-Kurve an der Stelle des Sturzfluges, d. h. des Punktes $c_a = 0$ zu nehmen.

Mit Profil 420 wird z. B.: $c_m = 0{,}1$ und damit:

$$\vartheta_{c,0} = \frac{\pi^2}{8} \frac{0{,}1}{0{,}4} = 0{,}31$$

bzw.

$$\vartheta_{c,0} = \frac{5{,}88}{4 \cdot 1{,}792} = 0{,}82.$$

Dies sind nicht etwa wirklich oder rechnerisch im Sturzflug eintretende Verdrehungswinkel, sondern nur gewisse ideelle Winkel, welche diejenige Steifigkeit des Flügels veranschaulichen sollen, bei welcher er gerade an die Stabilitätsgrenze kommen würde. Bemerkenswert ist, daß die Mindeststeifigkeit des Flügels, d. h. die elastische Verdrehung $\vartheta_{c,0}$, welche er durch eine künstliche m_c-Sturzflugbelastung erfahren würde, aus der c_m-Kurve allein ohne Kenntnis der Flächengröße oder Sturzfluggeschwindigkeit angegeben werden kann.

Man könnte den Vorschlag erwägen, hier einen Sicherheitsgrad s der Stabilität einzuführen etwa $s = 5$, dann erhielte man einen für $m_c = (Q - Q_F)\, \varkappa\, t$ zulässigen Verdrehungswinkel, nämlich:

$$\vartheta_{c,0} = \frac{\pi^2}{8\, s} \frac{c_m}{c'} = \frac{0{,}31}{5} = 0{,}062 \; (3^0\, 30')$$

bzw.

$$\vartheta_{c,0} = \frac{u_{\min}}{45 \ln \lambda} \frac{c_m}{c'} = \frac{0{,}82}{5} = 0{,}164 \; (9^0\, 20').$$

Diese Winkel sind größer, als man sie nach praktischer Erfahrung für zulässig halten würde. Es wird deshalb nötig sein, nach dem Spannungsverlauf unterhalb der Stabilitätsgrenze zu fragen und danach den Sicherheitsgrad zu bemessen.

Berechnung der Verdrehungswinkel, Torsionsmomente und Biegungsmomente unterhalb der Stabilitätsgrenze des Sturzfluges.

Verdrehungswinkel.

An der oben für verschiedene Fälle berechneten Stabilitätsgrenze wird unter der Voransetzung, daß c' für beliebig große Verdrehungswinkel ϑ konstant sei, $\vartheta = \infty$. In Wirklichkeit wird dort der Flügel sich nur tordieren, bis die Druckpunktwanderung, ausgedrückt durch die c_m-Tangente, d. h. durch c', genügend klein geworden ist. Immerhin bleibt c' bei dem gewählten Beispiel (Abb. 4b) von -13^0 bis $+11^0$ merklich konstant. Zu dem gewählten Beispiel ist übrigens zu sagen, daß das Profil 420 der Göttinger Versuchsanstalt etwa dem Wurzelprofil eines Flügels entspricht und bei genauerer Betrachtung die c_m-Kurven etwas dünnerer und auf der Druckseite konkaverer Profile gewählt werden müßten, um einen der wirklichen Ausführung besser entsprechenden Mittelwert von c' einzuführen.

Genügend weit unterhalb der Stabilitätsgrenze erhält man also, soweit die Voraussetzung $c' =$ konst zutrifft, aus den oben angegebenen Integralen 4, 4a, 4b richtige Werte für die infolge der Luftdruckmomentbelastung m entstehenden Verdrehungswinkel ϑ, und auch für das, bei größeren Winkeln veränderliche c' der Druckpunktwanderung könnte man, wenn es lohnte, die entsprechende Rechnung durchführen. Hier möge es genügen, aus den Integralen die Werte ϑ für $c' =$ konst abzuleiten wie folgt:

Flügel konstanter Torsionssteifigkeit ($GJ =$ konst). Verdrehungswinkel ϑ längs der Flügelachse.

Mit $c_m = c_0 - c'\, \vartheta$ (Gl. 6) und

$$p = \sqrt{\frac{c'}{G\, J} \frac{\varrho}{2} v^2 t^2} \; (\text{Gl. 7a}),$$

wenn man ferner $\frac{c_0}{c_1} = \vartheta_0$ setzt, wo ϑ_0 den Anstellwinkel für $m_c = 0$, d. h. für den Fall, daß die Luftdruckresultierende durch die elastische Achse geht, bedeutet, wird der Verdrehungswinkel:

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{\cos (p\, x)}{\cos (p\, l)} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

An der Flügelspitze ergibt sich hieraus der Verdrehungswinkel:

$$\vartheta_{\max} = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{1}{\cos (p\, l)} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (11)$$

Flügel veränderlicher Torsionssteifigkeit ($J = J_1\, x^2$).

Man hat drei Fälle zu unterscheiden, je nachdem die in Gleichung (7a) eingeführte Größe $u <= $ oder > 1 ist. Mit den früher eingeführten Abkürzungen wird nun längs der Flügelachse:

1. Für steife Flügel

$$u < 1, \; y = \sqrt{1 - u}, \; p_{1,2} = -\frac{1}{2} \pm \frac{y}{2}$$

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{\frac{1}{p_1}\left(\frac{x}{l_0}\right)^{p_1} - \frac{1}{p_2}\left(\frac{x}{l_0}\right)^{p_2}}{\frac{1}{p_1}\lambda^{p_1} - \frac{1}{p_2}\lambda^{p_2}} \quad . \; . \quad (10a)$$

und an der Flügelspitze, d. h. für $x = l_0$

$$\vartheta_{\max} = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{\frac{1}{p_1} - \frac{1}{p_2}}{\frac{1}{p_1}\lambda^{p_1} - \frac{1}{p_2}\lambda^{p_2}} \quad . \; . \quad (11a)$$

2. Für $u = 1$, $p_1 = p_2 = -\frac{1}{2}$ $\lambda = \frac{l_1}{l_0}$, $x_1 = \frac{x}{l_1}$ hat man längs der Flügelachse zu setzen:

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\, x_1^{-\frac{1}{2}} \left(1 + \frac{\ln (x_1^{+\frac{1}{2}})}{1 + \ln \lambda^{+\frac{1}{2}}}\right) \quad (10b)$$

und an der Flügelspitze:

$$\vartheta_{\max} = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{\lambda^{\frac{1}{2}}}{1 + \ln (\lambda^{\frac{1}{2}})} \quad . \; . \; . \quad (11b)$$

3. Wenn schließlich bei weicheren Flügeln $u > 1$ wird und man die Abkürzung $\sqrt{u - 1} = z = \operatorname{tg} \zeta$ einführt, nimmt das Integral unter Beachtung derselben Grenzbedingungen wie oben ($\vartheta = \vartheta_w$ für $x = l_1$, $\vartheta' = 0$ für $x = l_0$) die Form an:

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\, x_1^{-\frac{1}{2}} \frac{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln [\lambda\, x_1]\right)}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} \quad (10c)$$

und an der Flügelspitze, also für $x_1 = \frac{1}{\lambda}$:

$$\vartheta_{\max} = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\, \lambda^{\frac{1}{2}} \frac{\sin \zeta}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} \quad . \quad (11c)$$

Als Kontrolle der Richtigkeit kann man übrigens feststellen, daß (10b) und (11b) aus (10c) und (11c) hervorgehen, wenn man in letzteren z und ζ gegen Null, d. h. u gegen 1 gehen läßt.

Torsionsmomente unterhalb der Stabilitätsgrenze.

An der Stabilitätsgrenze werden also in allen Fällen definitionsgemäß die Verdrehungswinkel ∞, und es ergibt sich jedenfalls dadurch eine Grenze für die Maximalgeschwindigkeit des Flugzeuges. Aber schon vorher, erheblich unter der Stabilitätsgrenze, können durch die Winkelverdrehungen, wie sie sich oben ergaben, unzulässige Torsionsspannungen und Biegungsspannungen erzeugt werden, die etwa folgendermaßen zu berechnen sind.

Der Fall konstanter Torsionssteifigkeit entspricht nicht der Wirklichkeit. Von den drei Fällen der veränderlichen Torsionssteifigkeit liegen die beiden ersten Fälle so weit unter der Stabilitätsgrenze, daß nur der dritte zur Stabilitätsgrenze führende Fall $u > 1$ näher untersucht zu werden braucht.

Das Torsionsmoment an der Stelle x läßt sich mit der Luftmomentbelastung m berechnen aus dem Integral:

$$M = \int_{l_0}^{x} m \cdot d x$$

mit

$$m = c_m \frac{\varrho}{2} v^2 t^2 = (c_0 - c' \vartheta) \frac{\varrho}{2} v^2 t^2.$$

wird dasselbe:

$$M = -\frac{\varrho}{2} v^2 t^2 l c^0 \int_{l_0}^{x} \left(1 - \frac{c'}{c_0} \vartheta\right) \frac{d x}{l} =$$

$$= M_{c.w} \frac{c_0}{c_s} \int_{l_0}^{x} \left(1 - \frac{c'}{c_0} \vartheta\right) \frac{d x}{l}$$

und nach gliedweiser Integration:

$$M = M_{c.w} \frac{c_0}{c_s} \left(x - l_0 1 - \frac{c'}{c_0} \frac{1}{l} \int_{l_0}^{x} \vartheta \, d x\right).$$

$M_{c.w}$ bedeutet hierin das Torsionsmoment des starrgedachten Flügels im Sturzflug, d. h. bei $c_a = 0$, $\vartheta = \vartheta_s$, ferner c_0 und c_s die Ordinaten der Momentenkurve, für die Anstellwinkel $\vartheta = 0$ und $\vartheta = \vartheta_s$ und der Index w das Wurzelprofil.

Der wirkliche Sturzflug wird nun infolge der Torsion des Flügelkörpers zwar nicht bei $c_a = 0$ aber bei

$$\int_{l_0}^{l_1} c_a \, d F = t \int c_a \, d x = 0$$

erfolgen, und wenn man dies und den geradlinigen Charakter der c_a-Kurve berücksichtigt, läßt sich die obige Beziehung sehr vereinfachen.

Es gilt nämlich:

$$c_a = c_{a,o} + c_a' \vartheta,$$

wo $c_{a,o}$ der Auftriebsbeiwert bei $\vartheta = 0$ und $c_a' = \frac{d c_a}{d \vartheta}$ konstant vorausgesetzt werden kann.

Die Bedingung des C-Falles gibt damit:

$$c_{a,o} l + c_a' \int_{l_0}^{l_1} \vartheta \, d x = 0$$

und die Einsetzung in die obige Gleichung:

$$M_w = M_{c,w} \left(\frac{c_o}{c_s} + \frac{c'}{c_s} \frac{c_{a,o}}{c_a'}\right) = M_{c,w} \frac{c'}{c_s} (\vartheta_o - \vartheta_c),$$

wo ϑ_c den Stellungswinkel für $c_a = 0$ bedeutet.

Aus Profil 420 Abb. 4b kann man z. B. die Werte entnehmen:

$$c_o = 0{,}03, \quad c_s = 0{,}1, \quad c' = 0{,}45, \quad c_{a,o} = 0{,}64, \quad c_a' = \frac{0{,}64}{0{,}157},$$
$$\vartheta_c = -9^0$$

und damit wird unabhängig von der Flügelsteifigkeit

$$M_{\max} = M_{c,\max} (0{,}3 + 4{,}5 \cdot 0{,}157) = M_{c,\max} 1{,}006.$$

Es tritt also, wenn sich der Flügel so steuern läßt, daß Belastungsfall C im ganzen wirklich eintritt, keine merkliche Veränderung des Torsionsmomentes an der Wurzel gegenüber dem bei starrem Flügel auftretenden Torsionsmoment ein.

Dagegen können die Torsionsmomente längs der Flügelachse ganz erheblich andere Werte annehmen, wie bei einem starren Flügel, nämlich wie folgt:

Mit dem Wert des Torsionswinkels ϑ aus Gl. (10c) lautet nämlich das unbestimmte Integral:

$$\int \vartheta \, d x =$$
$$= \vartheta_0 x + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{2 l_1 \cos \zeta}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} x_1^{\frac{1}{2}} \sin \left[\frac{z}{2} \ln (x_1 \lambda)\right] \quad (12)$$

und das bestimmte Integral:

$$\int_{l_0}^{l_1} \vartheta \, d x = \vartheta_0 l + (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{2 l_1 \cos \zeta \sin \left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} \quad (12a)$$

Nach der Betrachtung auf der vorhergehenden Seite muß dieser Ausdruck (12a) für C-Flug gleich $-\frac{c_{a,o}}{c_a'} l$ werden, woraus sich der zugehörige Stellungswinkel ϑ_w des Wurzelprofils ergibt zu:

$$(\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{2 l_1 \cos \zeta}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} = - l \left(\vartheta_0 + \frac{c_{a,o}}{c_a'}\right) \frac{1}{\sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)} \quad (13)$$

An der Stabilitätsgrenze verschwindet $\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda$ nach Gleichung (8c), daraus folgt, daß daselbst, um den C-Flug (Mittelwert von $c_a = 0$) zu ermöglichen die Flügelwurzel in einen so großen positiven Winkel gestellt werden muß, daß dort die Luftdruckresultierende gerade durch die elastische Achse geht.

Für das Torsionsmoment an beliebiger Stelle x benötigt man den Ausdruck:

$$\int_{l_0}^{x} \vartheta \, d x = \vartheta_0 (x - l_0) +$$
$$+ (\vartheta_w - \vartheta_0) \frac{2 l_1 \cos \zeta}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \lambda\right)} x_1^{\frac{1}{2}} \sin \left[\frac{z}{2} \ln (x_1 \lambda)\right].$$

Die Einsetzung von (13) hier hinein liefert:

$$\int_{l_0}^{x} \vartheta \, d x = \vartheta_0 (x - l_0) - x_1^{\frac{1}{2}} \frac{\sin \left[\frac{z}{2} \ln (x_1 \lambda)\right]}{\sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)} l (\vartheta_0 - \vartheta_c).$$

Das gesuchte Torsionsmoment nimmt damit den Wert an:

$$M = M_{c,w} \frac{c_o}{c_s} \left(1 - \frac{\vartheta_c}{\vartheta_0}\right) x_1^{\frac{1}{2}} \frac{\sin \left[\frac{z}{2} \ln (x_1 \lambda)\right]}{\sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)}$$

$$= M_w x_1^{\frac{1}{2}} \frac{\sin \left[\frac{z}{2} \ln (x_1 \lambda)\right]}{\sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)}$$

bzw. für sehr kleine z: $M_w x_1^{\frac{1}{2}} \frac{\ln (x_1 \lambda)}{\ln \lambda}$, ... (14)

wo $M_{c,w}$ das Wurzelmoment für starren Flügel, M_w daselbe für elastischen Flügel.

Den Verlauf der Momentenlinie unter den Annahmen $z = 0$, $z = -1$ und $z = -2$ ($-2{,}21$ war Stabilitätsgrenze) und $\lambda = 6$ zeigt Abb. 6.

Die obige Annahme $z = 0$ bzw. $z = -1$ bzw. $z = -2$ bedeutet für die Torsionssteifigkeit des Flügels folgendes:

Es war $u = 1 + z^2 = +1$ bzw. $= 2$ bzw. $= 5$.

$$G J_1 = \frac{\varrho}{2} v_1^2 t^2 \frac{4 c'}{u}$$

und nach Gleichung (9d):

$$\vartheta_{c,o} = \frac{m_c \ln \lambda}{G J_1} = \frac{c_m}{c'} \frac{\ln \lambda}{4} u = \frac{0{,}1}{0{,}45} \cdot \frac{1{,}792}{4} u$$

$= 0{,}099$ ($5^0 56'$) bzw. $= 0{,}198$ ($11^0 52'$) bzw. $= 0{,}498$ ($28^0 40'$).

Das Zahlenergebnis zeigt, daß $z = -2$ eine konstruktiv sehr unwahrscheinliche, elastische Nachgiebigkeit des Flügels bedeutet mit etwa 40 vH Spannungserhöhung gegenüber der konstanten m_c-Belastung. $z = 0$ dagegen gibt eine etwa

fünffache Sicherheit gegen Torsionsinstabilität, und eine fast dem starren Flügel entsprechende Momentenfläche und erlaubt einen Verdrehungswinkel von fast genau 6° bei einer längs der Flügelachse konstanten, einfachen C-Belastung. Es ist überraschend, daß dieser zulässige Ver-

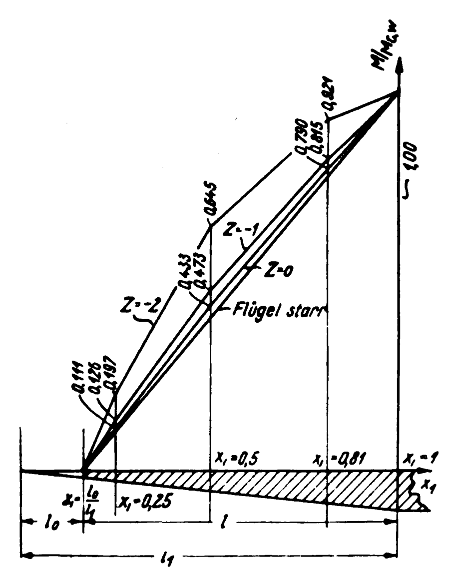


Abb. 6. Momentenlinien im C-Fall (Sturzflug-Mittelwert von $c_a = 0$) bei $z = 0, -1, -2$ $l_1/l_0 = 1/6$.

drehungswinkel für alle Flugzeuggrößen, d. h. für alle Spannweiten l derselbe bleibt, obgleich die Bedingung natürlich für weitgespannte Flugzeuge schwieriger zu erfüllen ist als für kleine Spannweiten.

Man sieht also, daß für die praktisch vorkommenden Flügelsteifigkeiten die Torsionsspannungen sich nicht wesentlich erhöhen. Dagegen dürfen die durch die negativen Auftriebe am äußeren Flügelteil und die positiven Auftriebe am inneren Flügelteil notwendig mit der Flügelverwindung entstehenden Biegungsmomente nicht übersehen werden. (Fortsetzung folgt.)

Flügelschwingungen an freitragenden Eindeckern.

Von A. Raab.

Des öfteren schon hatte ich von Schwingungen von Tragflächen gehört, einmal aus verschiedenen Versuchen in Windkanälen sowohl in den aerodynamischen Laboratorien in Göttingen, wie auch in den gleichen holländischen Laboratorien, dann auch von den Segelfliegern, die hin und wieder derartige Schwingungserscheinungen, wenn auch nur in geringem Maße, beobachtet hatten. In den praktischen Fällen wie auch in den Versuchsfällen traten Schwingungen jedoch nur dann auf, wenn ein besonders starker Luftstrom den Flügel anblies. Die folgerichtige Überlegung für den praktischen Flieger muß also die sein, daß er in dem Moment, wo er an seinem Flugzeug Schwingungserscheinungen beobachtet, das Flugzeug durch Ziehen auf verminderte Fahrt bringt. Beim Segelflugzeug wird dies nicht allzu schwierig sein, wohl aber beim Motorflugzeug. Bei letzterem können Flügelschwingungen nämlich auch dann auftreten, wenn zwischen den Normalvibrationen des Motors und der Zelle Resonanzerscheinungen eintreten. Befindet sich in solchem Falle das Flugzeug in normaler Fahrt, so wird der Führer die Schwingung meist nur als unangenehme Vibration empfinden, die er gefühlsmäßig durch Drosseln oder »Mehr-Gas-geben« ausgleicht. Ist aber das Flugzeug in hoher Fahrt, so werden die Schwingungen im Nu so stark, daß die Verwindungskabel reissen und dann heißt es: »Achtung Ruhe behalten«! Im Frühjahr 1925 war einer meiner Bekannten, mit dem ich mehrere Jahre lang gemeinsam im Luftverkehr der damaligen »Deutschen Luft-Reederei« In- und Auslandsstrecken geflogen hatte, das Opfer eines halbfreitragenden Eindeckers. der aber, da die Ausleger des Flugzeuges nur sehr kurz waren, in gewisser Hinsicht, wenigstens soweit auch für diese Maschine das Moment der Flügelschwingungsgefahr besonders nahe lag, als freitragender Eindecker betrachtet werden konnte. Das Flugzeug, das dieser Pilot flog, war, wenn auch mit gewissen Bedenken, von der DVL zugelassen und fliegerisch einwandfrei. Eines Tages jedenfalls stürzte das Flugzeug des vorbenannten Piloten aus etwa 300 m Höhe, die Flügel in Atome aufgelöst, ab. Ein Pilot, der den Unfall beobachtet hatte, erklärte, daß nach seiner Ansicht die Flügel bereits vor dem Auseinanderplatzen eigentümliche Bewegungen gemacht hätten. Da aber jeder Augenzeuge etwas anderes gesehen zu haben behauptete, wurde schließlich auch die Untersuchungskommission über diesen Fall irre, die auf Grund des Umstandes, daß tatsächlich keine Schweißstelle, kein Bolzen, kein Ausleger, kein Steuerseil gebrochen war, zu der Ansicht kam, daß eine Beanspruchung der Maschine erfolgt sein müsse, der kein Material gewachsen ist. Diese Ansicht mußte nach Lage der Dinge auch als richtig angesehen werden, da nach Versuchen bekannter Forscher jedes Flugzeug durch geeignete Steuerungsmaßnahmen in der Luft zum Brechen gebracht werden kann. Dahingehende Versuche wurden auch in der amerikanischen Armee vorgenommen, indem ein verspannter Doppeldecker durch Sturzflug soweit gebracht wurde, daß die Flügel in Schwingungen gerieten und die Maschine abmontierte. Der Versuchspilot rettete sich mittels Fallschirm.

Nach jenem oben geschilderten Unfall hatte ich persönlich keine Bedenken gegen das Flugzeug, sondern ich nahm es bei jeder Gelegenheit zur Ausführung aller möglichen Kunstflüge heran, bis ich eines Tages Flügelschwingungen selbst erleben mußte und damit auf einmal Licht in den oben geschilderten geheimnisvollen Absturz kam. Ich hatte einem Eindecker gleicher Bauart, der bereits seit einigen Wochen in fremdem Besitz war, nachzufliegen, weil die Maschine nicht zur vollen Zufriedenheit des Besitzers flog. Nachdem ich durch verschiedene Flüge mit diversen Anstellwinkeln die Maschine einigermaßen in Ordnung zu haben glaubte, startete ich und machte in etwa 200 m Höhe zwei schnelle Rollings. Hierbei fiel mir bereits auf, daß der Knüppel in beiden Fällen, im Moment der Rückenlage der Maschine nach rechts und links etwa 5 cm ausschlug. Ich glaubte nun, durch noch zu flachen Anstellwinkel die Maschine noch zu sehr auf Schnelligkeit verspannt zu haben, wodurch dieses Ausschlagen, worin ich sofort Schwingungen vermutete, über deren Herkunft ich mir aber noch nicht klar war, hervorgerufen sein könnte. Sicherheitshalber landete ich nochmals, ließ die Flügel vorne hochnehmen und startete dann wieder. Jetzt erschien mir die Maschine flugfertig, nur hing die Maschine etwas links. Ich ging in etwa 400 m Höhe in den Rückenflug durch Rollingbewegung und flog so lange auf dem Rücken, bis die Maschine ihre Geschwindigkeit verlor und ins Rückentrudeln übergehen wollte. In diesem Moment pflege ich die Maschine aus der Rückenlage durch allmähliches, weiches Anziehen des Höhensteuers herauszunehmen, was ich auch diesmal tat. Der Sturzflug wurde hierbei außergewöhnlich lang, weil das Hängen der Maschine infolge des hohen Druckes auf den Flächen stärker empfindbar wurde, und ich infolgedessen das Flugzeug rücksichtsvoller in die Normallage nehmen wollte. Als ich nun die Maschine fast abgefangen hatte, gerieten die Flächen plötzlich stark ins Schwingen. Die Bewegung war dergestalt, daß mir zuerst der Knüppel nach links aus der Hand gerissen wurde, dann sofort nach rechts schlug und im nächsten Augenblick stillstand. Durch die starke Schwingungsbewegung waren die Verwindungsseile gerissen. Sofortiges flaches Hochnehmen der Maschine bewirkte völliges Verschwinden der Schwingungserscheinung. Die Bewegungen der Tragdecks äußerten sich am Führer-

sitz in Form von außerordentlich starken Stößen. Es war mir daher sehr schwierig, den Umschalter zu fassen, um die Zündung auszuschalten. Ich erwähne hierbei, daß mein erster Griff nach der Zündung war, um durch Ausschalten des Motors eine etwaige Übereinstimmung der Motorschwingungen mit denjenigen der Zelle unmöglich zu machen. Die Tragdecks führten im Bereich der Querruder (von Außenkante Flügel bis Querruderansatz) eine regelrechte Wellenbewegung aus, d. h. während die Flügelvorderkante hoch ging, senkte sich gleichzeitig die Hinterkante und umgekehrt. Die lose hängenden Querruder führten naturgemäß die entgegengesetzte Bewegung aus, d. h. »klapperten« gewissermaßen nach. Die Bewegung war am Flügelende mindestens 60 bis 70 cm hoch. Jeder Untenstehende hatte sie sofort gesehen und alles gab natürlich Flugzeug und Insasse auf. Ich hielt nun die Maschine ohne Verwindung in ganz flacher Lage und sackte ca. 50 m durch, wobei ich natürlich sehr aufpassen mußte, daß die Maschine nicht ins Trudeln geriet, woraus ich die Maschine ohne Quersteuerung nicht mehr hätte fangen können. — Da ich genau Rückenwind hatte und am Boden starker Wind herrschte, versuchte ich, die Maschine ohne Verwindung und mit der angegebenen flachen Fahrt in den Wind zu drehen, was mir auch gelang. Kaum hatte ich jedoch die Maschine im Winde, als sie auf den Flügel ging und trudeln wollte; ich schaltete daher sofort den Motor ein, der auch ansprang, da der Propeller sich langsam weiter gedreht hatte. Ich erreichte dadurch eine etwas festere Lage in der Luft, jedoch fingen die Flächen wieder an zu schwingen, was diesmal durch die lose hängenden Querruder hervorgerufen wurde, im Gegensatz zum Beginn der Schwingungen, wobei der hohe Druck den Schwingungsanfang bewirkte. In diesem Augenblick war ich noch ca. 150 m hoch. Ich nahm die Zündung weg, fing die Maschine wieder ab und ließ mich abermals soweit wie möglich sacken, bis sie Trudeltendenz zeigte. Bei abermaliger Wiederholung des Manövers trat die gleiche Wirkung wieder ein. Ich nahm die Zündung wieder weg und ließ mich durchsacken, wurde aber in etwa 20 m Höhe vom Winde seitlich geschoben nnd da die Maschine, wie schon erwähnt, etwas links hing, ging sie stark links auf den Flügel, was ich wegen der geringen Geschwindigkeit nicht mehr mit dem Seitensteuer auszugleichen vermochte. Die Maschine rutschte auf einen ca. 3 m hohen Staketenzaun zu, den ich natürlich vermeiden wollte. Kurz vor dem Boden stellte ich die Maschine mittels Höhensteuers, das funktionierte, auf den Kopf und kam dadurch kurz vor dem Zaun auf den Boden. Ich war in den Rückengurten sehr fest angeschnallt und erlitt dadurch nur geringere Verletzungen, so daß ich am nächsten Mittag um 12 Uhr wieder fliegen konnte.

Nun wurden die Tragdecks des Flugzeugs von einem zufällig anwesenden Vertreter der DVL und durch eine gestrenge Kommission bayerischer Luftpolizeileute untersucht. Es zeigte sich, daß die Holme, sämtliche Holmbeschläge, Auskreuzungskabel und die in Rumpfnähe befindlichen Spieren unverletzt waren. Die in den äußeren Feldern befindlichen Spieren waren jedoch teilweise vollkommen zerstört. Die Flächenkonstruktion muß man, nachdem das Flugzeug diese Beanspruchungen ausgehalten hat, als gut bezeichnen, denn sonst hätte das Flugzeug abmontieren müssen. Es zeigt sich aber hierbei, daß der Konstrukteur bei freitragenden Eindeckern doch mit etwas mehr Vorsicht zu Werke gehen muß. Der Konstrukteur des Flugzeuges hatte in falschem Ehrgeiz die Ausleger des Flugzeuges zu kurz genommen, weil er verhindern wollte, daß die Ausleger des Flugzeugs, wenn sie weiter nach außen verlegt worden wären, dem Flugzeug starke Ähnlichkeit mit einem bereits vorhandenen Typ gäben. Es ist aber doch besser, bei Neukonstruktionen bewährte Vorbilder zum Muster zu nehmen, als Material und Flugversuchspersonal einem derartigen Risiko auszusetzen wie im vorliegenden Fall. Der Konstrukteur hatte zwar die beste Absicht, hat aber durch diesen Fall für sein Leben lang gelernt, vorsichtig zu sein.

Nach diesem meinem Unfall wurde mir und allen Beteiligten mit einem Male klar, warum das erste Flugzeug damals mit in Atome zersplitterten Flügeln abstürzte. Der Pilot, ein erfahrener Verkehrsflieger, der aber auf Sportmaschinen nicht besonders trainiert war, vielleicht auch von der Schwingungsmöglichkeit, deren Ursache und Beseitigungsmöglichkeit nichts wußte, hat das Flugzeug offenbar stark beansprucht, bis auch bei seiner Maschine Schwingungen der Flügel auftraten. Jedenfalls hat er das allein wirksame Mittel, die Fahrt zu vermindern, nicht gewählt, sondern das Flugzeug offenbar gedrückt, um es schneller zur Erde zu bringen. Leider hat er diesen Fehlgriff mit dem Leben bezahlen müssen.

In der Folgezeit war ich natürlich zunächst bei der Ausführung von Kunstflügen bei hoher Fahrt etwas vorsichtiger, bis ich mir dann nach und nach klar geworden bin, daß durch geeignete Maßnahmen beim Bau der Flugzeuge die Gefahr für Schwingungserscheinungen behoben werden kann; besonders scheint mir hier die Form der Verwindung bzw. ein gewisser Massenausgleich und die Verwendung nicht zu schweren wohl aber festen Materials für die Verbindungen von ausschlaggebender Bedeutung zu sein. — Beim B.Z.-Flug flog ich den gleichen Flugzeugtyp und hatte ich bei dem außerordentlich böigen Wetter des ersten B.Z.-Flugtages Gelegenheit, meine Flächen eingehend zu betrachten. Durch genaues Visieren entlang der unteren Flächenkante stellte ich fest, daß sich das äußerste rechte Flächenende bei jeder Böe hob. Bei plötzlichen starken Böen schlug sogar der Knüppel ein wenig nach rechts und links aus. Gelegentlich einer Landung spannte ich dann die Verwindungskabel straffer an, was sofort ein Nachlassen des Schlagens bei starken Böen bewirkte. Da beim B.Z.-Flug zwei weitere Piloten den gleichen Typ, den ich führte, flogen, machte ich diese auf meine Beobachtungen aufmerksam mit dem Ergebnis, daß beide am nächsten Tage ebenfalls meine Beobachtungen, beide aber auch nur an einem Flügel, bestätigt fanden. Inzwischen ist der Flugzeugtyp nur durch Beplankung der Flächen umgeändert und die Flügel somit versteift, so daß keine Gefahr mehr bei der Benutzung dieser Maschine besteht.

Prof. Richard Knoller †.

Von Richard Katzmayr, Wien.

Am 4. März 1926 verschied im 57. Lebensjahre o. ö. Prof. Ing. Richard Knoller, Inhaber der Lehrkanzel für Luftschiffahrt und Automobilwesen an der Technischen Hochschule zu Wien und Leiter der angegliederten aeromechanischen Versuchsanstalt. In dem Hingeschiedenen betrauern wir einen der hervorragendsten Männer der Wissenschaft und Praxis.

Prof. Knoller war ein Schüler der Wiener Technik, die er im Jahre 1893 mit Auszeichnung absolvierte. Eine längere Studienreise, die ihn durch die großen Maschinenfabriken Frankreichs, Englands und Schottlands führte, trug zur Erweiterung seiner Kenntnisse im praktischen Maschinenbau bei. Nach Wien zurückgekehrt, betätigte sich Richard Knoller als Ingenieur der Dampfmaschinenfabrik Th. Schultz &. L. Goebel und wurde 1895 Assistent des bekannten Wiener Technikers Prof. Ing. Radinger. Aus dieser Zeit stammen seine ersten Veröffentlichungen, die der Massenwirkung der Dampfmaschinen und dem Regulierproblem gewidmet waren. Aber auch mit flugtechnischen Problemen beschäftigte sich Knoller schon damals, wie einige seiner damaligen Schriften und Vorträge dartun. 1899 reiste er als österreichischer Regierungsvertreter zum internationalen commercial congress nach Philadelphia und hatte dabei Gelegenheit, auch amerikanische Maschinenbaumethoden kennen zu lernen. Im folgenden Jahr gründete er mit L. Goebel eine Automobilfabrik, um einige Zeit später mit dem Fabrikanten Alex. Friedmann in ein Gesellschaftsverhältnis

zu treten. Damals entstand Knollers Dampfwagen, der nicht nur durch seine äußere Form von ähnlichen Fahrzeugen abwich, sondern eine Menge interessanter Details aufwies. Vorbildlich, auch für die Gegenwart waren die Brenndüsen für die Kesselheizung ausgebildet; auch eine Vierradbremse hatte dieser 1904 gebaute Kraftwagen, mit all den Ausgleichseinrichtungen zur Erzielung gleichmäßig verteilter Bremsdrücke, wie dies nun die Fahrzeuge seit 1925 aufweisen. Während der Jahre 1905 bis 1907 war Knoller Leiter der Automobilabteilung der Société des Etablissements Weyer et Richemond in Paris. Neben seiner beruflichen Tätigkeit fand Knoller Zeit, sich mit dem neuesten



Zweig technischer Errungenschaften, der Luftfahrt zu beschäftigen. So verfaßte er damals einige Arbeiten über: den Flüssigkeitswiderstand und Propellertheorie, die Bedeutung des hydrodynamischen Wirbelbegriffes, den aerodynamischen Schwebezustand und insbesondere über die Stabilität der Drachenflugzeuge. Auch der Möglichkeit des motorlosen Fluges im schwankenden Luftstrom waren seine Studien gewidmet.

Als im Jahre 1909 an der Wiener Technik eine Lehrkanzel für Luftschiffahrt und Automobilwesen geschaffen wurde, war es selbstverständlich, daß man Knoller diese Lehrkanzel übertrug.

Schon ein Jahr später entstand in ihm der Plan zur Schaffung einer aeromechanischen Versuchsanstalt. Die mannigfachen Hindernisse, welche die Verwirklichung hemmten, gelang es dank einer großmütigen Spende des Großindustriellen A. Krupp-Berndorf zu beseitigen und schon 1913 war ein regelrechter, ununterbrochener Versuchsbetrieb möglich. Mit dem Entwurf dieser Anlage und deren Bau schuf sich Knoller ein bleibendes Denkmal. Gänzlich abweichend von ähnlichen Anstalten wurde in ihr erstmalig ein neues Prinzip zur Ausführung gebracht. Es besteht darin, den Luftstrahl an der Meßstelle vollkommen frei durch einen Raum strömen zu lassen, in dem atmosphärischer Druck herrscht. Bei der neuen Göttinger Anlage, welche 1917 erbaut wurde, wurde wohl in Erkennung der Richtigkeit des erwähnten Grundgedankens, die gleiche Anordnung getroffen. Die Wiener Blasanlage ist noch heute die einzige mit lotrechter Strahlachse. Bei ihr ist durch die vollkommene Symmetrie eine völlige Gleichmäßigkeit der Strömungsverteilung über den ganzen Strahlquerschnitt von Anbeginn gewährleistet; tatsächlich ist eine Retusche durch Gleichrichter usw. nicht nötig. Aber nicht nur das Prinzip der Anlage hat Knoller vorbildlich ausgebildet, sondern auch alle Meßeinrichtungen, die von ihm selbst bis in die kleinsten Teile durchkonstruiert wurden, zeugen von der unerschöpflichen Erfindungsgabe Knollers und von der Zweckmäßigkeit seiner Anordnungen. Aber auch im praktischen Flugzeugbau war Prof. Knoller schon vor dem Kriege tätig, so rüstete er das erste österreichische Heeresflugzeug — eine Original-Wright-Maschine — mit einer hinten liegenden Dämpfungsfläche aus, wodurch die sonst äußerst schwierig zu fliegende Maschine genügende Eigenstabilität erhielt. Knoller war es auch, der schon damals darauf hinwies, daß durch wesentliche Verdickung des Flügelschnittes dessen aerodynamische Eigenschaften nicht ungünstig berührt werden, hingegen eine wesentliche Vermehrung der Bausicherheit möglich sei.

Nach Kriegsausbruch stellte sich Prof. Knoller der Heeresverwaltung zur Verfügung und war alsbald mit einer Fülle von Arbeit überhäuft. Er verbesserte die damals sehr dürftigen Berechnungsmethoden der Flugzeugfachwerke, führte Bruchproben ein, gab Methoden zur Wertung der Flugleistungen an und nahm an vielen Meßflügen selbst teil. Meßserien über den Einfluß der Reynoldschen Zahl auf die Versuchsergebnisse von Stabprofilen wurden von ihm ausgewertet und ein »Normalprofil« geschaffen. Einer der größten Erfolge seiner damaligen Tätigkeit hatte die von ihm gleichfalls nach einem neuen Gesichtspunkt entworfene Luftschraubenprüfanstalt. Sie wurde in Fischamend bei Wien erbaut und gestattete Luftschrauben bis 3 m Durchmesser in Fahrt zu prüfen. Das Geniale der Anlage bestand darin, daß der Fahrtwind, welcher den an Ort festgehaltenen Propeller umspülte nicht durch eine besondere Windanlage erzeugt wurde, sondern von der zu prüfenden Schraube selbst. Dies einfach dadurch, daß über sie eine Röhre mit geregelter Zu- und Abströmung geschoben werden konnte. Leider mußte diese Anlage dem Siegerdiktat zufolge zerstört werden. Sie findet jedoch gegenwärtig in Japan ihre Auferstehung, woselbst sie von Prof. K. Nishii nach Knollers grundlegenden Angaben erbaut wird. Prof. Knoller konstruierte auch mehrere Flugzeugtypen, von denen besonders jener Doppeldecker, dessen Fachwerk keine Spannseile, sondern nur Stäbe in Dreiecksgliederung aufwies, bemerkenswert war. Seine geringen Nebenwiderstände, die herabzudrücken Knollers stetes Bestreben war, ließen hohe Flugleistungen bei geringer Motorstärke zu. Als die Italiener eines dieser Flugzeuge erbeuteten, bauten sie es alsbald in großer Zahl nach (Savoia), wohl eine ungewollte aber bezeichnende Anerkennung der Vortrefflichkeit der Anordnung.

Nach dem Zusammenbruch betätigte sich Prof. Knoller naturgemäß überwiegend auf theorethischem Gebiete, aber auch praktisch blieb sein nimmermüder Geist tätig. So ersann er eine neuartige Antriebsart für die Hinterachse von Kraftfahrzeugen, wodurch das Gewicht der ungefederten Massen einen Kleinstwert erreicht. Diese Anordnung ist gegenwärtig in Ausführung begriffen. Viel Zeit widmete Knoller der Ausarbeitung seiner Vorlesungen. Hiebei stellte und löste er eine Reihe interessanter Probleme. Insbesondere arbeitete er an einer neuen Propellertheorie, die er leider nicht ganz vollenden konnte. Das Problem des »Höhenfluges« löste er gänzlich abweichend von der bisherigen Art der Behandlung. Zur leichten und übersichtlichen Beurteilung entwickelte Knoller analytische Beziehungen zwischen den Flügelschnittlinien und den aerodynamischen Eigenschaften dieser Formen. Weit seiner Zeit vorauseilend, beschäftigte ihn viel eine neue Methode, welche die unmittelbare Umsetzung der chemischen Energie des Brennstoffes in Vortrieb zum Gegenstand hatte. Der unerbittliche Tod setzte seinen, im wahrsten Sinne des Wortes »hochfliegenden« Plänen ein Ziel! Professor Knoller war trotz seiner körperlichen Leiden bis in die letzten Stunden seines irdischen Daseins unermüdlich tätig, rastlos schaffte sein Geist.

Dem ausgezeichneten Forscher auf den beiden modernsten verkehrstechnischen Gebieten, dem genialen Konstrukteur, dem vortrefflichen Lehrer und nicht minder dem edelmütigen Charakter wird die Wissenschaft und Industrie ein dauerndes ehrendes Gedenken bewahren.

Die ersten Zeitungs-Flugzeuge[1]).

Von G. Krupp.

Im Flughafen Tempelhof-Berlin spielte sich am Donnerstag, den 8. April ds. Js., vormittags, ein Ereignis ab, das einen bedeutsamen Entwicklungsschritt im Ausbau des wirtschaftlichen Flugverkehrs darstellt. Es ist das erste Mal, daß ein Privatunternehmen den Flugdienst als ständige Einrichtung aufnimmt, und als erstes privates Unternehmen ist es der Verlag Ullstein, der drei Flugzeuge getauft und in seinen Dienst gestellt hat. Der Verlag der B. Z. am Mittag, der in der schnellen Beförderung seiner Zeitungen bahnbrechend für das gesamte Zeitungswesen geworden ist, hat zu dem großen Park seiner Verkehrsmittel drei Flugzeuge erworben, die vor einem geladenen Publikum feierlich getauft wurden.

Bei der engen Verbindung, die zwischen Verkehr und Zeitung seit jeher besteht, ist es nicht verwunderlich, daß in dem Augenblick, da das Flugzeug zum Verkehrsmittel wurde, auch die Zeitung sich dieses modernen Transportgerätes bedient.

In den letzten Jahren hat man mit dem Zeitungstransport durch Flugzeuge der Verkehrsgesellschaften genügend Erfahrungen machen können, so daß es jetzt kein Wagnis mehr für den kaufmännisch denkenden Zeitungsfachmann bedeutete, einen eigenen Luftbetrieb einzurichten. Allerdings mußte man dabei berücksichtigen, daß die zurzeit in Gebrauch befindlichen Flugzeuge sich nicht zum reinen Lastentransport eigneten, so gut und bewährt sie auch für den Personenverkehr sind. Es mußte ein Flugzeug geschaffen werden, das eine Nutzlast von 400 kg bei einer Motorleistung von etwa 240 PS mit möglichst hoher Geschwindigkeit befördern sollte. Besonderer Wert mußte gleichzeitig auf gutes Start- und Landevermögen gelegt werden, damit die Maschine auch auf kleinen Plätzen außerhalb der Flughäfen gebraucht werden kann. Die Tanks sollten Betriebsstoffe für 4½ Stunden fassen. Außerdem mußte die Maschine sowohl als reiner Lastenschlepper (Zeitungen) als auch als Passagierflugzeug für die Schnellberichterstattung benutzt werden können. Um auf dem Fluge bei der Abgabe der Zeitungen nicht immer landen zu müssen, erschien es eine unbedingte Forderung, auch Lasten ohne Mühe abwerfen zu können. Zuguterletzt mußte durch Aufbau des Gerippes hohe Wetterfestigkeit garantiert werden. Alle diese Forderungen haben die Konstrukteure in den neuen Flugzeugen, die die ersten reinen Lastenflugzeuge darstellen, erfüllt.

Das Flugzeug H. D. 39 der Ernst Heinkel-Flugzeugwerke in Warnemünde ist ein einstieliger, in einer Ebene verspannter, stark gestaffelter Doppeldecker. Er hat einen Sperrholzrumpf. Die Tragflächen sind aus Holz und mit Stoff bespannt. Die Maschine ist mit einem BMW IV-Motor von 220 PS und Reedschraube ausgerüstet.

Der Rumpf ist mit Rücksicht auf die zahlreichen speziellen Einbauten sehr geräumig gehalten. Durch eine verschließbare, direkt über dem Boden befindliche Tür gelangt man in einen neben dem an der linken Seite des Rumpfes gelegenen Führersitz vorbeiführenden Gang und durch diesen in den vorderen Lastraum. In diesem befindet sich eine Vorrichtung, an welcher 10 Zeitungspakete von je etwa 50 kg aufgehängt werden. Diese können durch einen besonderen Hebel entweder vom Führer oder Begleiter abgeworfen werden, und zwar kann durch einen Linienwähler das Paket, welches abgeworfen werden soll, genau bestimmt werden. Die Pakete fallen nach Auslösung durch eine Öffnung im Boden. Die Daten dieses Flugzeuges sind:

Spannweite	14,8	m
Höhe	3,7	m
Länge	10	m
Fläche	51	m²
Geschwindigkeit	170	km/h
Steigzeit auf 1000 m	7	min
Leergewicht	1250	kg
Zuladung	800	kg
Fluggewicht	2050	kg

Die Johannisthaler Albatros-Werke wählten gleichfalls einen Doppeldecker, der nach englischem Muster mit Profildrähten ausgekreuzt wurde. Das Flugzeug besitzt den von Dr.-Ing. Lachmann und dem Engländer Handley Page konstruierten Spaltflügel, der eine besonders niedrige Landegeschwindigkeit gewährleistet. Im Gegensatz zu dem Heinkel-Flugzeug ist das Gerippe der Albatrosmaschine ganz aus Metall hergestellt.

Für die Zeitungs-Abwurfvorrichtung sind an der linken Seitenwand der Kabine zwei senkrechte Schächte eingebaut, in denen 16 Klappen für je 10 kg-Zeitungspakete angeordnet sind. Vom Führersitz aus kann der Abwurf der Pakete wahlweise vorgenommen werden; eine Zählscheibe zeigt dem Führer an, wieviel Pakete bereits abgeworfen sind. Außerdem befindet sich vor dem Führersitz in Gestalt eines Aluminium-Blechkastens ein Lastenraum für ungefähr 70 kg nicht abwerfbare Last. Die Hauptdaten dieses Flugzeuges sind:

Vollastgewicht	2000	kg
Leergewicht	1300	kg
Zuladung	700	kg
Motortyp	BMW	
Leistung	220	PS
Maximale Horizontalgeschwindigkeit	180	km/h
Landungsgeschwindigkeit	80	km/h
Steigzeit auf 1000 m	8	min
Spannweite (Oberflügel)	12,8	m
Spannweite (Unterflügel)	12,31	m.

[1]) Ein ausführlicher Bericht mit Abbildungen folgt später.

Ein Unfall Espenlaubs!

Von G. Krupp.

Der Telephondraht als Lebensretter.

Der bekannte Segelflieger Espenlaub führte am Sonntag, den 7. 3. 26, in Melsungen trotz stark windigen Wetters zwei erfolgreiche Segelflüge aus. Das Gelände hatte sich als günstig erwiesen. Der erste Flug führte ihn über eine Strecke von etwa 3 km, wobei er einige schneidige Kurven beschrieb und z. T. 30 m Höhe über Start erreichte. Beim zweiten Fluge kam Espenlaub infolge Geländeunkenntnis nicht mehr rechtzeitig vor dem Walde zur Erde. Er blieb mit dem Höhensteuer seines Flugzeugs an einer Tanne hängen. Die Maschine drehte sich um sich selbst und stürzte aus etwa 30 m Höhe senkrecht ab. Sie wäre auf dem darunter herführenden Bahndamm zerschellt, wenn Espenlaub nicht bei allem Unglück noch Glück gehabt hätte. Das Flugzeug fiel auf die Telephonleitung, und zwar so eigenartig, daß der Rumpf zwischen den Drähten hing, während die Tragflächen auf den Drähten auflagen. Espenlaub mußte so zwischen Himmel und Erde hängen bleiben, bis die Melsunger Feuerwehr ihn mit langen Leitern von seinem luftigen Sitz herunterholte. Die anscheinend schwer beschädigte Maschine hatte sich in

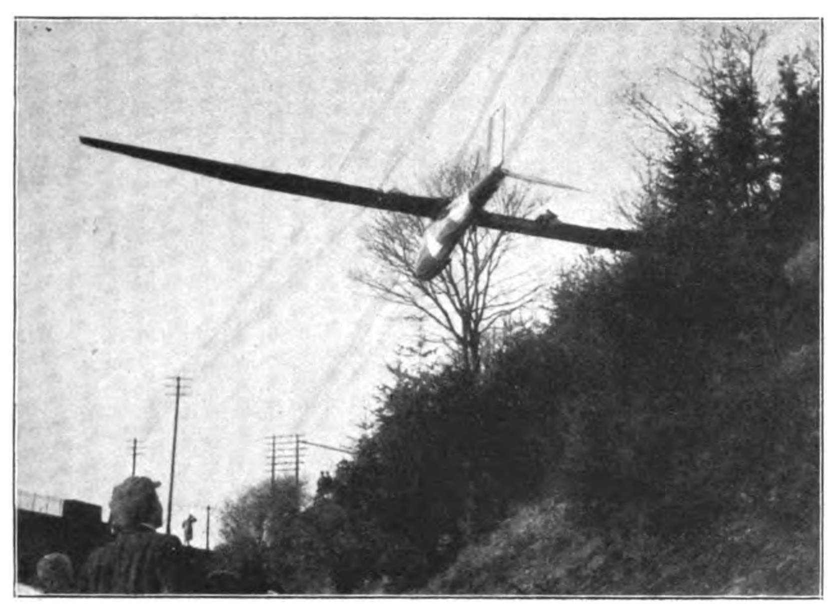


Abb. 1.

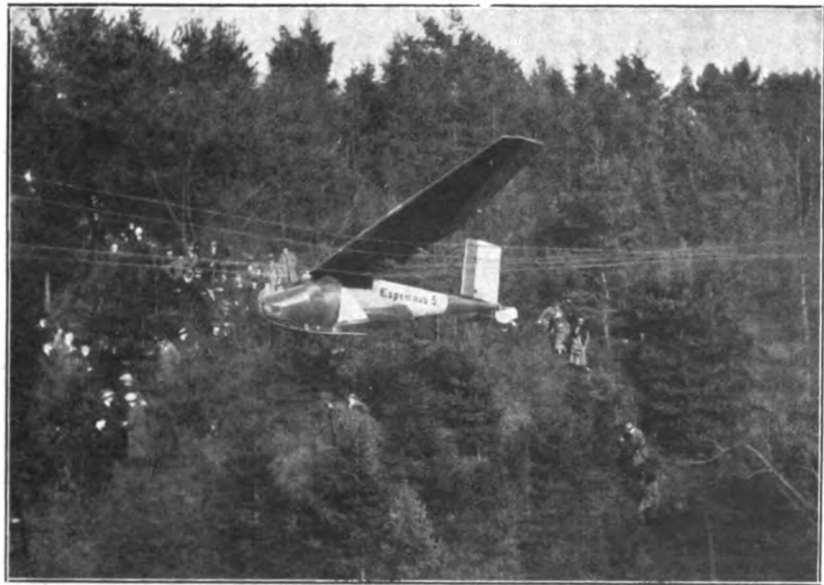


Abb. 2.

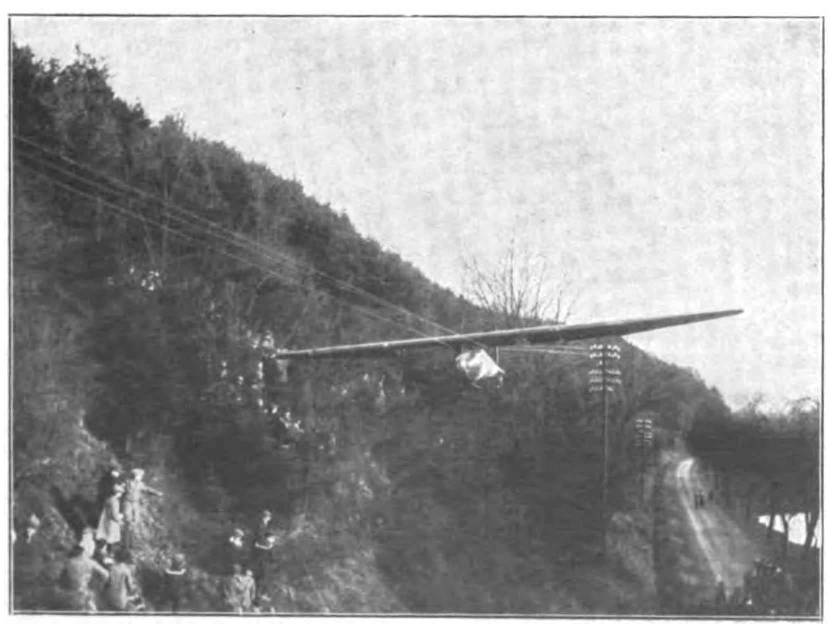


Abb. 3.

der Leitung derart festgeklemmt, daß die Feuerwehr über fünf Stunden arbeiten mußte, um das Flugzeug wieder frei zu bekommen.

Buchbesprechungen.

Fliegerhandbuch. Von Robert Eyb, Oberstleutnant und Feldpilot im Österreichischen Bundesheer. Ein Leitfaden der gesamten Flugtechnik. 405 Seiten. 279 Abbildungen. 4. völlig umgearbeitete Auflage, Bibliothek für Luftschiffahrt und Flugtechnik, Band 13, Richard Carl Schmidt & Co., Berlin W 62, 1926.

Verfasser behandelt in recht ausführlicher Weise und an Hand von Schaubildern, Zahlenbeispielen, anschaulichen Skizzen und mit möglichst wenig Mathematik den Flugzeugbau und alle mit ihm verknüpften und verwandten Sondergebiete. Gegenüber den früheren Auflagen sind die Forschungsarbeiten der neueren Zeit zum Teil in recht verständlicher Weise zur Vervollständigung und Erweiterung des Werkes herangezogen worden, so daß das Buch wohl mit vollem Recht als alle Gebiete der Luftfahrt umfassendes Handbuch, besonders geeignet für Flugzeugführer und Flugschüler, bezeichnet werden kann.

Vielleicht hätte der Verfasser an einigen Stellen, z. B. über Statik und Luftschraubenkräfte, die neueren wissenschaftlichen Forschungsarbeiten mehr heranziehen können, wenn schon er Gebiete streift, die für theoretisch weniger vorgebildete Leser doch viel Verständnis und gute Vorkenntnisse erfordern.

Abgesehen von einigen Zahlen- und Schreibfehlern stellt jedoch dieses Werk eine wesentliche Bereicherung der Handbücherei für die Luftfahrt, besonders für den Jung- und Verkehrsflieger, dar, vor allem wegen seiner gut allgemeinverständlichen Behandlung aller Fragen, die für die Fliegerei von Wert sind und nicht zuletzt wegen seiner ausgezeichneten Skizzen und Darstellungen von Flugzeugbauteilen, die gerade Anfängern dieses Gebietes manchen wertvollen Fingerzeig geben können. Pleines.

Die Technische Mechanik. Band II: Festigkeitslehre, von M. Samter, Reg.-Baumeister a. D., mit 166 Seiten. 226 Textabbildungen. Verlag von Robert Kieper, Charlottenburg, 1925.

Das kleine, handliche Buch bringt in knapper, gedrängter Form die Grundlagen der Festigkeitslehre. In fünf übersichtlich gegliederten Abschnitten wird die Zug-, Druck-, Biegungs-, Drehungs- und Knickfestigkeit gerader, stabförmiger Körper behandelt und durch eine große Zahl der Praxis entnommener und für den Praktiker wertvoller Beispiele erläutert. (Übrigens gilt die auf S. 2 und 77 angegebene Poissonsche Zahl nur für isotrope Körper, nicht z. B. für Holz). Kleinere Mängel im Buch werden vielleicht bei einer Neuauflage behoben.

Thalau.

„Hütte“. Des Ingenieurs Taschenbuch. Herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, e. V. in Berlin. 25. neu bearbeitete Auflage[1]). I. Band. 1925. Berlin. Verlag von Wilhelm Ernst & Sohn. Kl. 8°. XVI und 1080 S.

Seit dem ersten Erscheinen der »Hütte« im Jahre 1857 und dem zweiten 1858 sind in Abständen von meist nur zwei oder drei Jahren immer weitere gefolgt, zugleich ein Spiegel unserer technischen Entwicklung. Ein kurzer Hinweis auf die Geschichte des »Taschenbuches« aus der Feder des Schriftleiters, Dr.-Ing. Georg Sinner, ist als Vorwort zur 25. Auflage wohl am Platze. Dabei kann mit Recht darauf hingewiesen werden, daß eine Reihe von Mängeln, die wir bei der Besprechung der vorigen Auflage erwähnen mußten, behoben sind.

Zunächst ist der Umfang des ersten Bandes um mehr als 200 S. vermindert, obwohl das Gesamtwerk voraussichtlich an Inhalt zugenommen hat. Es soll nämlich ein vierter Band zu den bisherigen dreien hinzukommen, der unter anderm die Verkehrstechnik (mit Ausnahme des Eisenbahnwesens, das im 3. Teil verblieben ist) enthalten und hoffentlich auch über Luftfahrtechnik manches bringen wird.

Vorerst liegt aber nur der erste Band vor, und der »bringt wie in den vorhergehenden Auflagen die theoretischen Grundlagen für die gesamte Technik«, einschließlich der Meß- und Vermessungskunde. Die Maschinenteile sind in den zweiten Band, »Maschinenbau«, übernommen.

Die mathematische Einleitung hat ein neues Gesicht erhalten und an Brauchbarkeit gewonnen, vor allem durch den Abschnitt »praktische Mathematik«, in dem auch die Rechentafeln nicht fehlen. Bearbeiter sind Rudolf Rothe und Johannes Stein. Es folgt die Mechanik starrer Körper von Ludwig Föppl, die Getriebebewegung von G. Marx und die Ähnlichkeitsmechanik von M. Weber, in der auch die thermische Ähnlichkeit nicht fehlt, sowie die Mechanik der bildsamen Körper von A. Nadai. Der systematische Mangel früherer Auflagen, in denen die Hydrodynamik der Luftfahrt den Abschnitt Aerodynamik im wesentlichen ausfüllte, ist jetzt vermieden durch Zusammenfassung der »Mechanik flüssiger und luftförmiger Körper«, die von dem Göttinger Strömungsforscher A. Betz meisterhaft klar und geschlossen dargestellt wurden; die Kluft, die dies Gebiet bisher oft von der Hydraulik trennte, ist geschlossen!

Strömungen von Gasen und Dämpfen sind auch im großen Abschnitt Wärme, der wiederum von R. Mollier bearbeitet wurde, enthalten. Neben der Festigkeitslehre wird den Leser dieser Zeitschrift vor allem der Abschnitt Stoffkunde fesseln, der unter anderm Leichtmetalle und Legierungen, flüssige Brennstoffe und Schmiermittel ausführlicher als bisher behandelt. Sehr zu begrüßen sind ferner die neuen Ausführungen über technische Physik: Schwingungslehre, Schallehre und Erschütterungsschutz, Optik.

Erweitert und umgearbeitet wurde auch der Anhang, vor allem in den Umrechnungstafeln der englischen Maße. Das ausführliche Sachverzeichnis bedarf keiner besonderen Erwähnung. Die einheitlichen Bezeichnungen des AEF und VDI sind leider noch nicht überall durchgeführt.

Alles in allem — der Jubilar ist der alte geblieben und hat sich doch erfreulich verschönert! Everling.

Statik im Flugzeugbau. Von J. Schwengler, Diplom-Ingenieur. Zweite erweiterte Auflage, 221 Seiten, 117 Abbildungen. Bibliothek für Luftschiffahrt und Flugtechnik, Band 16, Richard Carl Schmidt & Co., Berlin W 62, 1926.

Im ersten allgemein vorbereitenden Teil, der aus der ersten Auflage mit einigen Änderungen übernommen worden ist und mehr elementaren Charakter trägt, werden die für den Nichtflugzeugstatiker vor allem bestimmten einführenden Abschnitte über statische Grundlagen, betreffend Holme, Innenverspannung, Tragwände, Spannturm, Fahrgestell, Rumpf und Steuereinrichtungen und Belastungsannahmen, die leider etwas dürftig davongekommen sind, mit anschließenden Zahlenbeispielen von Ein- und Doppeldeckern gebracht.

Im zweiten Teil bringt der Verfasser neben Berechnungsvorschriften und Belastungsannahmen vor allem die bei Anwendung auf die Flugzeugstatik wichtigsten statischen Berechnungsmethoden von Clapeyron, Müller-Breslau, Reißner und Schwerin. Als Anwendungsbeispiel ist hier die zahlenmäßige genaue statische Berechnung des Rumpler-C-Kriegsflugzeuges nach den damals maßgebenden Berechnungsmethoden hinzugefügt.

Im abschließenden dritten Teil befaßt sich der Verfasser mehr mit der konstruktiven Seite und streift einige allgemeine Fragen der Gegenwart und Zukunft über Bauart, Material, den jetzigen Stand der Bauten und die Entwicklung in neuerer und neuester Zeit. In diesem Teil des Buches sind nur von konstruktiver Seite her diejenigen Merkmale, Grundsätze und Gesichtspunkte herausgegriffen und behandelt worden, die auch für den fertigen Statiker ein reges Interesse haben.

Zuletzt behandelt der Verfasser das Problem der Flächenbelastung, das für den Statiker von einigem Interesse sein dürfte.

Das Buch ist im wesentlichen als Unterweisung für den werdenden Statiker gedacht und stellt als solches eine wertvolle Bereicherung der Handbücherei der Flugzeugstatik dar. In einem besonderen zweiten Bande sollen später auch die statische Berechnung von Wasserflugzeugen, die in diesem Werk gänzlich fehlt, sowie die neueren Bauvorschriften in einem Anhange gebracht werden.

Pleines.

Lehrbuch der technischen Physik für fortgeschrittene Studenten und Ingenieure. Unter Mitwirkung zahlreicher Fachgelehrter herausgegeben von Dr. Georg Gehlhoff, Direktor der Osram-G. m. b. H. Kommandit-Gesellschaft, Berlin, a. o. Professor an der Technischen Hochschule Berlin. Zweiter Band: **Optik, Elektrik.** 1926. Leipzig. Johann Ambrosius Barth. Gr. 8°. XX S. und Seite 387 bis 1145. Mit 761 Abb. im Text.

Der zweite Band von Gehlhoffs technischer Physik scheint auf den ersten Blick für den Flugtechniker weniger bedeutsam als der erste, über den wir vor Jahresfrist[1]) berichteten. Doch findet man in dem sehr umfangreichen Sachverzeichnis, das sich neben einem kürzeren Namenregister für beide Bände gemeinsam auf den letzten 46 Seiten findet, aus diesem Band unter anderm die Schlagworte Flugzeugantenne, Luftfahrt-Leuchtfeuer, Luftelektrizität. Letztere wird auf S. 958 mit einigen Worten behandelt, im 10. Kapitel: »Gasentladungen« von Gehlhoff und Seeliger. Im vorhergehenden funktechnischen Abschnitt von Nesper ist auf S. 890 in einer Zusammenstellung verschiedener Luftleiter auf die recht hohen Werte von Dämpfung und Gesamtwiderstand gerade der Flugzeugantennen hingewiesen. Und im vielseitigen 5. Abschnitt: »Lichttechnik« aus der Feder des Herausgebers ist in dem umfangreichen Teil »Leuchtfeuer« der § 753 auf S. 587 der Luftfahrt gewidmet. Was dort kurz mitgeteilt wird, ist allerdings inzwischen durch Veröffentlichungen des Verfassers selbst und seiner Mitarbeiter[2]) erweitert worden.

[1]) Die 24. Auflage wurde besprochen ZFM 14, Nr. 17/22 vom 21. November 1923, S. 162 bis 163.

[1]) Besprechung des ersten Bandes ZFM **16**, Nr. 5 vom 14. März 1925, S. 124.

[2]) Vgl. z. B. Luftfahrt-Rundschau 60133 nach Thilo, Die Verwendung des spiegelnden Reflektors im Luftverkehr; Zeitschrift für technische Physik **6**, Nr. 10, 1925, S. 511 bis 516.

Doch zeigen bereits diese Hinweise auf Einzelheiten, daß es sich für den Luftfahrtingenieur, der mit Nachtflügen, mit Funkverkehr, mit Wettersicherung, mit Motorzündung zu tun hat, sehr wohl lohnt, auch den zweiten Band zu Rate zu ziehen.

Außer den bereits genannten Abschnitten umfaßt der reiche Inhalt: geometrische Optik und optische Instrumente von Erfle †; Interferenz, Beugung, Polarisation, Doppelbrechung von Hans Schulz, darin § 591 auf S. 480 über die Spannungsverteilung in beanspruchten Körpern nach Beobachtungen der Doppelbrechung zum Festlegen der Hauptspannungslinien und der neutralen Faser z. B. in gekröpften Kurbelwellen; von demselben Verfasser physiologische Optik mit Angaben über Sehschärfe, Blendung und andere Fragen, die auch für das Beobachten aus Flugzeugen wichtig sind; technische Spektralanalyse von Gehrke, mit Anwendungen auf die technische Metalluntersuchung.

Soweit der optische Teil; der elektrische bringt Elektrostatik, Hochspannung, Isolation von Schumann, Induktivität von demselben; Magnetismus von Jaeger, einschließlich der magnetischen Messungen; elektrische Einheiten von demselben; die wichtigen elektrischen Meßgeräte von Keinath; Fernsprech- und Telegraphentechnik von Ulfilas Meyer; elektrische Maschinen sowie Überspannungen, Schalter, Anlagen von Schumann; Hochvakuum von Bergter †; endlich Röntgentechnik von Berg und Hausser; in diesem Kapitel findet man im Unterabschnitt »Medizinische Röntgentechnik« einiges über technische Materialuntersuchung in § 1457 auf S. 1066 bis 1067.

Über Zündmagnete für Motoren wären einige besondere Angaben erwünscht. Im übrigen ist die Mitteilung von Inhalt und Verfassernamen die beste Empfehlung.

Everling.

Uhlands Ingenieur-Kalender 1926. Begründet von Wilhelm Heinrich Uhland, 52. Jahrgang. Bearbeitet von F. Wilcke, Oberingenieur in Leipzig. Leipzig. Verlag Alfred Kröner. Kl. 8°. In einen Band gebunden. Erster Teil: Taschenbuch, IV und 120 S. Zweiter Teil: Für den Konstruktionstisch, XIV und 471 S.

Der neue Ingenieur-Kalender, dessen Vorgänger hier[1]) ebenfalls besprochen wurde, der 52. Jahrgang, ist durch »umfangreiche Änderungen und Einschiebungen« bereichert worden, darunter eine Anzahl DIN-Tafeln des Normen-Ausschusses der Deutschen Industrie, Wärmetafeln und chemische Bezeichnungen. Ferner ist »ein ganz neuer Abschnitt über Kraft- und Luftfahrt angehängt. Dieser letztere darf allerdings mit Bezug auf seinen Inhalt noch keinen Anspruch auf Vollständigkeit machen; das erklärt sich aber daraus, daß gerade diese beiden Disziplinen sich augenblicklich im Stadium der Umwälzung befinden.« Selbst wenn diese Entschuldigung gerechtfertigt wäre, könnte an dieser Stelle nicht widerspruchslos hingenommen werden, was auf S. 448 in 55 Zeilen unter der Überschrift »Luftfahrt« zusammengetragen ist: die »bisher erreichte Höchstflugleistung« der Luftschiffe (»Gerippe mit Spanndrähten aus Metall und Kammern«) sei »Deutschland-Amerika« gewesen, und zwar mit 210 km/h! Von den »Flugmaschinen« (!) wird gesagt: »Tragdecken bilden ein- bis dreieckige Flächen«. Als dritte Gruppe von Luftfahrzeugen sind »Luft-Prellschiffe« (?) genannt, »noch in der Entwicklung. Praktischer Wert sehr zweifelhaft«. Uns ist noch anderes »sehr zweifelhaft«, z. B. daß Treibschrauben »Holz- oder Metallflügel, durch Draht- oder Stahlbänder (!) abgesteift« seien, und daß der Wirkungsgrad 43,5 vH betrage, daß Flugmotoren 2 bis 3 kg/PS wiegen sollen usf. — einen Rückschluß auf die übrigen Abschnitte wollen wir daraus natürlich nicht ziehen, wenn auch dort Stichproben eine Reihe von Fehlern ergeben, darunter die zur vorigen Auflage erwähnten.

Everling.

[1]) ZFM 16, Heft 16 vom 28. August 1925, S. 312.

Notiziario di Aeronautica (Luftfahrt-Umschau) Herausgegeben vom Commissariato dell'Aeronautica. 1924. Rom. Tipografia della R. Accademia Nazionale dei Lincei bzw. 1925. Rom. Tipografia Befani[1]). Nr. 10 vom Okt. 1924, XIII und 295 S.; Nr. 11 vom Nov. 1924, XIV und 380 S.; Nr. 12 vom Dez. 1924, XVI und 296 S.; Nr. 1 vom Jan. 1925, XV und 363 S. mit einer Lichtbildtafel; Nr. 2 vom Febr. 1925, XX und 271 S.; Nr. 3 vom März 1925, XVI und 254 S.; Nr. 4 vom April 1925, XXII und 286 S.; Nr. 5 vom Mai 1925, XXVI und 415 S. mit mehreren Tafeln; Nr. 6 vom Juni 1925, XXIII und 260 S.

Die Entwicklung der Luftfahrt eines Landes ist eng verknüpft mit den Fortschritten der Umwelt. Daher ist eine laufende Berichterstattung über Auslandsliteratur einer der Gradmesser für die Anstrengungen der Behörden, Firmen und Einzelpersonen, den Anschluß nicht zu versäumen und einen Vorsprung des Nachbarn einzuholen. Die italienische Luftfahrtbehörde gibt neben anderen Veröffentlichungen, die an dieser Stelle gleichfalls besprochen werden, monatlich ein mehrere hundert Seiten starkes Heft mit Attachéberichten, ausführlichen Pressemeldungen und vor allem mit Auszügen aus der in- und ausländischen, darunter besonders der deutschen wissenschaftlichen Literatur heraus. Der Inhalt gliedert sich in Heeres- und Marineluftfahrt, Handelsluftfahrt sowie Technik; sämtliche drei Teile haben einen »Echi« bezeichneten Anhang mit kürzeren Nachrichten. Ein umfangreicher Abschnitt »Verschiedenes« und eine Bücherschau bilden den Schluß eines jeden der reichhaltigen Bände, aus denen auch wir wertvolle Hinweise auf die Weltliteratur der Luftfahrt entnehmen können.

—g.

Rivista Aeronautica. (»Luftfahrt-Rundschau«) Amtliche italienische Monatsschrift. Jahrgang 1, 1925. Rom. Heft 1: Libreria dello Stato, die weiteren Hefte: Provveditorato Generale dello Stato, Libreria. 8°. Nr. 1 vom Juli, XV und 227 S.; Nr. 2 vom August, XXI und 259 S. Nr. 3 vom September, XVII und 194 S.; Nr. 4 vom Oktober, XVII und 214 S.; Nr. 5 vom November, XIV und 227 S.; Nr. 6 vom Dezember, VIII und 168 S.

Außer den bereits besprochenen umfangreichen Nachrichtenblättern[2]), Notiziario di Aeronautica und Notiziario Tecnico, gibt die italienische Luftfahrtbehörde seit Mitte 1925 auch noch diese ähnlich ausgestattete Zeitschrift kleineren Formates heraus, deren 1. Jahrgang mit Ende 1925 abschließt[3]).

Nur etwa ein Viertel des Umfanges ist in jedem Heft Originalaufsätzen gewidmet, vor allem solchen kriegstechnischer Art; daneben finden sich u. a. zahlreiche strömungstechnische Untersuchungen, z. B. von Crocco über Widerstand von Luftschiffhüllen, von Panetti über Tragflügeltheorie, von Mele Dander über Vorrichtungen zum Vermeiden von Sackflug-Unfällen. Ferner finden sich Aufsätze über Sanitätsflugzeuge von Di Nola und über sportliche Betätigung des fliegenden Personals, vor allem im Boxen, von Bitossi.

Daran schließen sich längere und kürzere Presseauszüge oder Berichte über Kriegsluftfahrt, Luftfahrtechnik, Handelsluftfahrt usw., auf Grund deutscher und anderer ausländischer Fachzeitschriften, sowie eine ausführliche Bücherschau. — Alles in allem eine bemerkenswerte Ergänzung der ohnehin umfangreichen italienischen Nachrichtenliteratur.

Über die Abgrenzung der Arbeitsgebiete für die einzelnen Berichtblätter vermochten wir bisher nichts festzustellen.

—g.

[1]) Hefte 1 bis 9 sind besprochen ZFM 16, Nr. 7 vom 14. April 1925, S. 160.

[2]) Vgl. ZFM 17, Nr. 5, März 1926, S. 97, sowie die vorhergehende Besprechung.

[3]) Der 2. Jahrgang, von dem bis jetzt nur Heft 1 vorliegt, wird später besprochen.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [07] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeugbau. Entwicklungsziel im Flugzeugbau ist vor allem, die Landegeschwindigkeit zu verringern; die Lösung dieser Frage liegt in der Anwendung veränderlicher Flügelflächen. Da der Widerstand dicker oder dünner Flügelschnitte bei günstiger Formgebung nicht erheblich voneinander abweicht, könnte ein Tragflügel derart ausgebildet werden, daß die Ober- und Unterseite je ein besonderes Profil wäre mit dazwischenliegendem, von vorn bis hinten durchlaufenden Spalt. Dieser könnte für gewöhnlich durch geeignete Klappen und eine entsprechende Ausbildung des Hinterendes des Unterprofils geschlossen werden; zur Auftriebserhöhung geöffnet, bildet er gewissermaßen einen Doppeldecker mit geringem Flügelabstand.

Bei Verwendung eines Flugzeugmusters zu verschiedenen Zwecken könnten Zusatzflügel vor dem Start auf die gewöhnlichen Tragflügel aufgelegt werden und so den Gesamtflügelschnitt verändern.

Die Möglichkeit des Senkrechtfluges könnte in Richtung des Autogiro oder mit Hilfe der Flettner-Walze verwirklicht werden. Eine andere Möglichkeit ist (? D. Ber.): die Tragdecks und die Schraubenachsen zweier beiderseits des Rumpfes angeordneter großer Luftschrauben stehen so zueinander, daß die Resultierende aus Schraubenzug und Auftrieb senkrecht nach oben gerichtet ist; die Schraubenachsen ständen also etwa 45°, die Flügelschnittsehne etwas steiler zur Bodenlinie; die sich ergebende Gesamtkraft wäre um etwa 40 vH größer als die entgegengesetzt wirkende Schwerkraft. Die Gleichgewichtsverhältnisse solch eines »Helikoplans« dürften erhebliche, doch nicht unüberwindliche Schwierigkeiten bereiten. Beim Geradeausflug, ebenso beim Gleitflug mit abgestellten Motoren, sollen ähnliche Verhältnisse wie beim gewöhnlichen Flugzeug herrschen.

Metallbauweise wird immer mehr angewendet werden, auch als Flügelbeplankung wird man häufiger Leichtmetall wählen. Beim Bau freitragender Flügel mit sich verjüngenden Enden oder mit eingewölbter Druckseite hat sich eine Holmanordnung mit einem starken Vorderholm und einem schwächeren Hinterholm bewährt, die miteinander durch eine nahe den Enden angebrachte Diagonal-Strebe verbunden sind; hierdurch wird das Biegungsmoment um etwa ein viertel verringert, die Abmessungen können entsprechend verkleinert werden; zur Aufnahme der Verdreh-Beanspruchungen dienen an den Enden der Diagonalen angebrachte Torsions-Stiele.

Im Metallbau ist es möglich, die Flügel entweder in eine Ober- oder Unterhälfte, oder in ein Vorder-, Mittel- und Hinterteil zu unterteilen, die leicht verpackt und nachgesehen werden können.

Die Vernietung bietet wegen des Gegenhaltens Schwierigkeiten. Für enge Bauteile sind folgende besondere Nieten zu erwähnen.

1. Ein hohles Niet, warm von außen eingesetzt, in das ein kalter Eisenstift hineingetrieben wird.

2. Ein hohles Niet, durch das ein Stift mit einem Kopf von gleichem Durchmesser wie der Nietschaft von der Innenseite durchgezogen ist, und dessen langer Schaft angezogen wird, während der eigentliche Nietkopf von außen gepreßt oder gehämmert wird, dadurch wird auf der Innenseite das Niet angestaucht; der dünne Stift wird später abgekniffen und umgeschlagen.

3. Ein Niet, bei dem als Innenkopf ein besonders geformter, innen kegeliger Ringkörper gegengehalten wird, in den das Niet von außen eingeführt wird; durch einen Schlag wird der Nietschaft so angestaucht, daß er in dem Kegel anliegt.

Ein gleichzeitig als Motor- und Gleitflugzeug ausgebildeter Doppeldecker soll es ermöglichen, bei Motorenbrand durch Lösen eines Verschlusses den brennenden Vorderteil mit Motor, Oberdeck und Fahrgestell vom Hinterende mit Unterflügeln, Führersitz und einer Landekufe zu trennen; das Hinterende kann dann im Gleitflug gelandet werden.

— *R. F. Hall*, Possible Lines of Aeronautical Development; Aviation **20**, Nr. 7 vom 15. Febr. 1926, S. 218 bis 220 (6 Sp., 11 Skizzen). *H.*, *E.* 60701.

Flugzeugbau. Der »Aeronautic Safety Code« ist eine Zusammenstellung von Bauregeln, die von einem besonderen Ausschuß des Bureau of Standards und der Society of Automotive Engineers seit 1921 auf Grund von Versuchen und Erfahrungen zusammengestellt worden sind.

Zweck dieser Regeln ist es, für den Konstrukteur brauchbare Berechnungsunterlagen, vor allem Sicherheit zu geben, so daß Unfälle, die auf zu schwachen Bau zurückzuführen wären, vermieden werden können; gleichzeitig soll durch diese Regeln eine Vereinheitlichung im Flugzeugbau erzielt werden. Ihre Anwendung wird empfohlen, nicht vorgeschrieben; Änderungswünsche auf Grund von Erfahrungen mit den Regeln sollen in späteren Abänderungen berücksichtigt werden.

In gewissen Zeitabständen sind Besichtigungen der nach den Vorschriften gebauten Flugzeuge und Anlagen durch Angestellte der Gesellschaft vorgesehen (vgl. Klassifikationsgesellschaften im Schiffbau. D. Ber.).

Die Regeln gliedern sich in zehn Hauptabteilungen:

1. Flugzeuge, ihre Konstruktion, Herstellung und Prüfung.
2. Triebwerkanlagen, ihre Konstruktion, Zusammenbau und Prüfung.
3. Ausrüstung, Wartung und Bedienung von Flugzeugen.
4. Signale und Signalausrüstung.
5. Flughäfen und -wege.
6. Verkehrs- und Flugregeln.
7. Flieger-Tauglichkeit.
8. Frei- und Fesselballone.
9. Luftschiffe.
10. Fallschirme.

— *E. B. Wolff*, De »Aeronautic Safety Code«; Het Vliegveld **10**, Nr. 2, vom Februar 1926, S. 34 (2 Sp.). *H.* 60702.

Flugzeuge. Arado-Schul-DD, Muster Ar. S. 1, der Arado-Handels-Gesellschaft G. m. b. H., Warnemünde.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, geschweißte Stahlrohre mit Stoffbespannung; Oberseite ist mit einer Verschalung bekleidet, die zur Überwachung der Steuerungsglieder leicht abgenommen werden kann. Zwei hintereinanderliegende Sitze mit ausrückbarer Doppelsteuerung.

Triebwerk im Vorderteil, nach unten abschwenkbar, Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck durchgehend, Unterflügel geringerer Abmessung beiderseits Rumpfunterkante angesetzt. Oberdeckmitte wird von zwei schrägen N-Stielen, die zu den Rumpfoberkanten gehen, und einer Strebe, die vom Angriffspunkt des Vorderstiels am Vorderholm zu den Rumpfunterkanten läuft, getragen; vom gleichen Angriffs-



punkt am Vorderholm läuft umgekehrte, schräge V-Strebe zur Mitte der Unterflügel, an deren Ende noch ein schräger V-Stiel angreift. Kastenholme aus Spruce, Unterseite mit fairkensperrholz beplankt, Oberseite nach besonderem Ver-Bhren stoffbespannt.

Leitwerk: unausgeglichene Ruder, verstellbare Höhenflosse, gewöhnliche Kielflosse.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung in hinterer V-Strebe.

Spannweite oben		11,5 m
» unten		8,5 m
Länge		7,35 m
Höhe		2,65 m
Flügelfläche		26,5 m²
Motor: Bristol »Lucifer«		120 PS
Leergewicht		0,60 t
Brennstoff	115 kg	
Öl	30 »	
Besatzung	160 »	
Fallschirme	10 »	
	315 kg	
daher Zuladung		0,32 t
also Fluggewicht		0,92 t
Flächenbelastung		34,5 kg/m²
Leistungsbelastung		7,7 kg/PS
Flächenleistung		4,5 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		147 km/h
Landegeschwindigkeit		55 km/h
steigt auf 1 km in		7 min
Gipfelhöhe		4,0 km
Anlauf		55 m
Auslauf		57 m

— Das Arado-Schulflugzeug Ar. S. 10; IFW 8, Nr. 5 vom 4. März 1926, S. 101 bis 102 (4 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.); ZFM 17, Nr. 6 vom 27. März 1926, S. 109 bis 111 (6 Sp., 7 Abb.). *H.* 60703.

Flugzeuge. Möve-See-Schul-DD, Muster C. 27, der Caspar-Werke-A. G., Travemünde.

Rumpf rechteckig, hinten in Spitze auslaufend, aus geschweißten Stahlrohren, bis hinter Sitze mit Aluminiumblech beplankt, dann stoffbespannt; Beplankung und Bespannung sind leicht abnehmbar, um Rumpfinneres leicht überholen zu können. Zwei hintereinanderliegende, in Höhe und Längsrichtung verstellbare Sitze.

Triebwerk auf besonderem Stahlrohrträger, der mittels acht Bolzen am Brandschott aus Stahlblech befestigt ist. Aluminiumblech-Verkleidung ist leicht abklappbar; an beiden Seiten der Motorhaube ist ein als Laufsteg ausgebildetes Stahlrohr angebracht. Falltanks im Oberdeck-Mittelteil.

Tragdecks in leichter V-Stellung, nicht gestaffelt und ohne Pfeil-Stellung. Oberdeck durchlaufend, dreiteilig, Mitte durch kurze Streben mit Rumpfoberkanten verbunden. Unterflügel an den Rumpfunterkanten angesetzt, zwei Stielpaare beiderseits, Drahtverspannung; Querruder an allen Flügeln, durch Stoßstange miteinander verbunden. Holzbauart mit Stoffbespannung, nur Nase, inneres und äußeres Rippenfeld sperrholzbeplankt.

Leitwerk sperrholzbeplankt; verstellbare Höhen- und Kielflosse, die um ihren im Hinterende untergebrachten Hauptholm, der im Endspant gelagert ist, drehbar sind; unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder, entlastetes Seitenruder.

Schwimmer einstufig, im Vorderteil flach, hinten scharfkielig. Verbindung mit Rumpf und den Angriffspunkten des inneren Stielpaares am Unterflügel durch N-förmige Streben, die gegeneinander durch zwei Stahlrohre versteift sind, an denen die Schwimmer, mit wenigen Griffen lösbar, befestigt sind.

Spannweite	15,0 m
Länge	9,2 m
Höhe	4,25 m
Flügelfläche	48 m²
Motor: BMW IV	220 PS
Leergewicht	1,30 t
Zuladung	0,40 t
also Fluggewicht	1,70 t
Flächenbelastung	35 kg/m²
Leistungsbelastung	7,7 kg/PS
Flächenleistung	4,6 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	150 km/h
Landegeschwindigkeit	65 km/h
steigt auf 1 km in	8 min
Flugzeit	3½ h
Brennstoffvorrat	240 l

— Das neue Seeschulflugzeug »Möve« der Caspar-Werke; JFW 8, Nr. 5 vom 4. März 1926, S. 102 bis 105 (4 Sp., 8 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60704.

Flugzeuge. Pander-Schul-Anderthalbdecker, Muster E, von den Pander-Werken, Haye, Holland, gebaut.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide, zwei hintereinander liegende Sitze mit Doppelsteuerung, die vom Lehrer ausrückbar; Schüler vorne. Zweiteilig; Vorderteil bis hinter zweiten Sitz aus geschweißten Stahlrohren mit abnehmbarer Aluminiumblech-Verkleidung; Hinterende aus vier Spruce-Längsholmen, sieben dünnen Querspanten mit Sperrholzbelag.

Triebwerk ist mit vier leicht zugänglichen Bolzen am Frontschott befestigt, Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, zweiteilig, zwei Kastenholme, Sperrholzrippen. Mittelstück, das durch fünf kurze Streben mit Rumpfoberseite verbunden, sperrholzbeplankt, ebenso Eintrittskante bis zum Vorderholm, sonst Stoffbespannung; V-Stiel zur Mitte der Unterflügel. Flügelschnitt gleichbleibend bis zu den Stielknoten, dann in Dicke und Tiefe langsam abnehmend. Unterflügel geringerer Abmessung, mit nur einem Längsholm, seitlich Rumpfunterseite angesetzt; sonstiger Aufbau wie Oberflügel, vom Angriffspunkt des V-Stieles läuft eine Strebe zur Rumpfoberkante.

Leitwerk: Flossen in Holzbauart mit Sperrholz beplankt, Ruder aus geschweißten Stahlrohren und gepreßten Stahlrippen mit Stoffbespannung, unausgeglichen, das Höhenruder zweiteilig.

Fahrgestell V-förmig, vorderer V-Stiel geht zum oberen, hinterer zum unteren Rumpfholm; durchlaufende Achse, die gegen Rumpfmitte durch umgekehrte V-Strebe abgestützt ist.

Spannweite oben	10,0 m
Länge	6,2 m
Flügelfläche oben	14,4 m²
» unten	3,3 m²
Flügelfläche	17,7 m²
davon Querruder	1,0 m²
Motor: Anzani	45 PS
Leergewicht	0,32 t
Zuladung	0,21 t
also Fluggewicht	0,53 t
Flächenbelastung	30,5 kg/m²
Leistungsbelastung	12,0 kg/PS
Flächenleistung	2,6 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	125 km/h
Betriebsgeschwindigkeit	115/120 km/h
Mindestgeschwindigkeit	62 km/h
Brennstoffverbrauch	14,5 l/h
steigt auf 1 km in	7 min
Gipfelhöhe	3,5 km
Flugweite	480 km

— The new Pander two-seater biplane; The Aeroplane 30. Nr. 9 vom 3. März 1926, S. 234 bis 236 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60705.

Flugzeuge. Epps-Sport-Einsitzer-HD, von Ben T. Epps, Athen, Ga., U.S.A. gebaut.



Rumpf rechteckig, Oberseite gerade durchlaufend, hinten senkrechte Schneide, Holzbau mit Stoffbespannung. Ein Sitz zwischen den Anschlußspanten der Flügelholme, über ihm ein Schutzbügel aus gebogenen Stahlrohren.

Triebwerk: an Frontschott aufgehängter luftgekühlter Motor mit unmittelbar angetriebener Zugschraube.

Tragdeck zweiteilig, halbfreitragend und in gewöhnlicher Holzbauart mit Stoffbespannung. Es ist seitlich Oberkante Rumpf mit den beiden Holmen an verstärkten Rahmenspanten angesetzt; vom äußeren Drittel der Holme laufen Streben schräg nach unten zur Rumpfunterkante oder zu einem Knotenpunkt am Rahmenspant.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Motor: Lawrence	28 PS
Höchstgeschwindigkeit	97 km/h
Landegeschwindigkeit	40 km/h

— The Epps Monoplane; Aviation **20**, Nr. 7 vom 15. Febr. 1926, S. 222 (1 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 60706.

Flugzeuge. Mercury-Standard-DD, Muster 6 W-3 (siehe Abbildung), von der Aerial Service Corporation, Hammondsport, unter Benutzung vieler Teile des Standard-Flugzeuges, das in den U. S. A. oft gebraucht wird, gebaut.

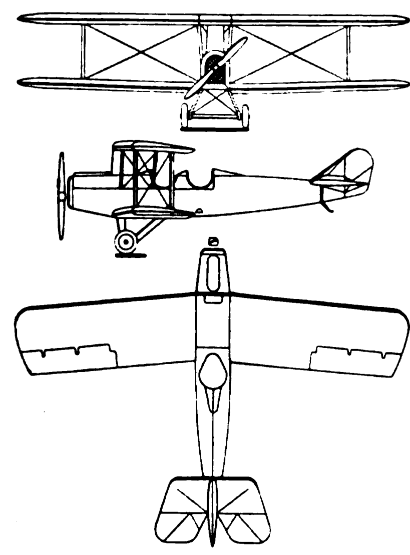


Abb. zu 60707. Mercury-Standard-DD.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Holzbauart mit Stoffbespannung. Drei hintereinanderliegende Sitzräume, die beiden ersten für Fluggäste mit nebeneinanderliegenden Sitzen, im vorderen Rückenlehne gegen Motor gewendet, im hinteren gegen einsitzigen Führersitz, hinter dem die Rumpfoberseite bis in Kopfhöhe hornartig hochgezogen ist, um den Führer bei Fehllandungen zu schützen.

Triebwerk mit Aluminiumblech stromlinig verkleidet im Vorderteil; unmittelbar angetriebene Zugschraube; Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks: Ober- und Unterdeck haben gleiche Spannweite und Flügeltiefe, gleiche Pfeilstellung und gleichen Einstellwinkel; Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel in leichter V-Stellung an Rumpfunterkanten angesetzt. Oberdeckmittelteil durch zwei N-Streben mit Rumpfoberkanten verbunden, nahe den Flügelenden ein Stielpaar, Drahtverspannung. Zwei Kastenlängsholme mit Spruce-Stegen und Birkenholz-Flanschen, Gitterrippen, Stoffbespannung. Querruder mit vor ganzer Länge der Drehachse liegender Ausgleichflosse nur an Oberflügeln.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Spannweite	10,10	m
Länge	8,20	m
Höhe	3,30	m
Flügeltiefe	1,80	m
Flügelabstand	1,80	m
Pfeilstellung	5°	
Einstellwinkel	2°	
V-Stellung, unten	1,5°	
Flügelschnitt	Clark »Y«	
Flügelfläche	33,9	m²
davon Querruder	1,6	m²
Höhenflosse	3,3	m²
Höhenruder	2,4	m²
Kielflosse	0,8	m²
Seitenruder	1,6	m²
Motor: Curtiss	160	PS
Leergewicht	0,713	t
Zuladung	0,485	t
also Fluggewicht	1,198	t
Flächenbelastung	35,3	kg/m²
Leistungsbelastung	7,5	kg/PS
Flächenleistung	4,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	169	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	145	km/h
Mindestgeschwindigkeit	73	km/h
Gipfelhöhe	4,6	km
Brennstoff	200	l
Schmieröl	23	l
Flugweite	580	km
Flugdauer	4	h

— *J. Serryer*, L'avion »Mercury« Standard 6 W-3; Les Ailes **16**, Nr. 245 vom 25. Februar 1926 (2½ Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H. E.* 60707.

Flugzeuge. Udet-Verkehrs-HD, Kondor (vgl. 60504).

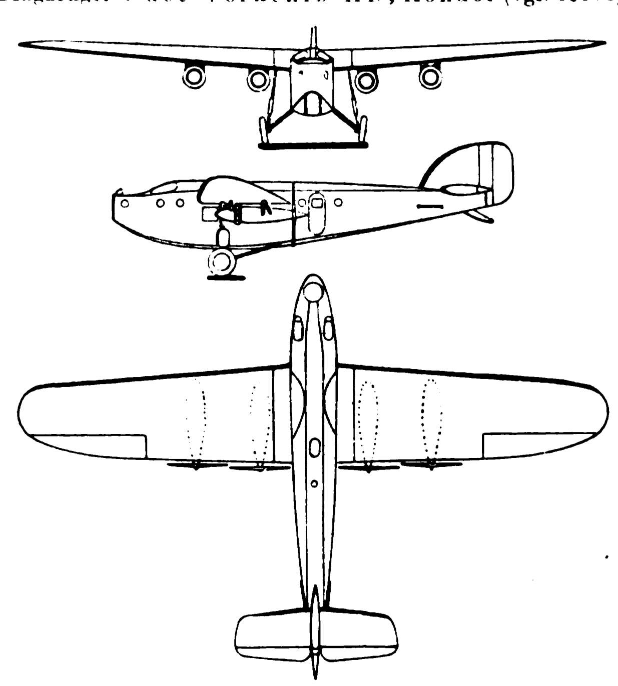


Abb. zu 60708. Udet-Verkehrs-HD, Kondor.

H. 60708.

Flugzeuge. Bristol-Berkeley-Tages-Bomben-DD.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Führersitz auf Oberseite unmittelbar vor Oberdeckvorderkante, Beobachtersitz mit MG-Kranz ziemlich weit hinten.

Triebwerk im Vorderteil, anscheinend mit Untersetzung Stirnkühler liegt unterhalb der Schraubenwelle.

Tragdecks in Pfeilstellung, mit über ganze Flügeltiefe und beide Decks gleichbleibendem Flügelschnitt.

Zwischen Oberdeckmittelteil und Rumpf nur sehr schmaler Zwischenraum. Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten angesetzt. Beiderseits vom Rumpf drei Stielpaare mit Drahtverspannung. Ober- und Unterflügel auswechselbar, beim ersten Stielpaar an Flügelstutzen bzw. Mittelstück angesetzt. Querruder an allen Flügeln, durch Rücklage der Drehachse ausgeglichen.

Leitwerk mit entlasteten Rudern.

Fahrgestell: in Verlängerung der Vorderstrebe des ersten Stielpaares greift an Radnabenwurzel eine Strebe an; von zwei weiteren läuft eine zum Ansatzpunkt der Flügelstutzen an Rumpfunterkanten, die andere zu den Unterecken des Brandschotts; keine durchlaufende Achse.

Motor: Rolls-Royce »Condor« 650 PS.

Weitere Angaben aus militärischen Gründen zurückgehalten.

— The Bristol Berkeley; The Aeroplane **30**, Nr. 10 vom 10. März 1926, S. 245 und 246 (2 Lichtb. mit Unterschriften). *H.* 60709.

Flugzeuge. Albert-Schul- und Sport-HD (s. Abb.), von E. Albert entworfen, von Tellier-Duhamel gebaut.

Rumpf rechteckig, Oberseite gewölbt, hinten senkrechte Schneide, ein geräumiger Sitz hinter Tragdeckhinterkante. Holzbauweise aus einer Anzahl Querspanten, vier Längsholme mit Diagonalverstrebungen zwischen den Spanten, Gratleiste auf der Oberseite und Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil auf hölzernem Trägergerüst mit Sperrholzbeplankung; Stirnkühler; zwei Fallbenzintanks im Oberdeck; zwei Ölbehälter mit kühlerartig ausgebildeter Außenseite hinter dem Motor an den beiden Seitenwänden; unmittelbar angetriebene Luftschraube.

Tragdeck freitragend, durchlaufend; Hinterkante gerade, Vorderkante an den Enden parabelartig nach hinten laufend; dicker, nach außen abnehmender Flügelschnitt. Verbindung mit Rumpf durch 6 Stummel, von denen 4 an den beiden durchlaufenden Kastenholmen des Tragdecks und der Rumpfoberkante angreifen; die beiden anderen verbinden die Flügelholme mit der Gratleiste in Rumpfmitte, die

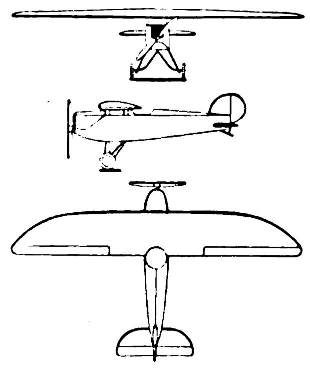


Abb. zu 60710. Albert-Schul- und Sport-HD.

an dieser Stelle durch besonders kräftige Querspanten gestützt ist. Die Vorderkante wird von starker durchlaufender Leiste gebildet; lange, schmale, unausgeglichene Querruder, die durch Torsionsrohre betätigt werden; Sperrholzbeplankung.

Leitwerk gewöhnlich, sperrholzbeplankt.

Fahrgestell V-förmig, die Radachse wird von zwei gebogenen Rohren gebildet, die zur Mitte der Rumpfunterseite hochgezogen sind; Gummifederung.

Spannweite	8,80	m
Länge	5,30	m
Höhe	1,98	m
Flügelfläche	10	m²
Motor: Vaslin	40	PS
Leergewicht	0,255	t
Zuladung	0,132	t
also Fluggewicht	0,387	t
Flächenbelastung	38,7	kg/m²
Leistungsbelastung	9,7	kg/PS
Flächenleistung	4,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Mindestgeschwindigkeit	77	km/h

Prüfflüge am 1. März 1926:

steigt auf 1 km n	5,5	min
» » 2 km »	12,5	min
» » 3 km »	21,5	min
» » 4 km »	34,5	min
» » 4,25 km in	39,2	min
Gipfelhöhe	5	km
Flugdauer	5	h

— *J. Serryer*, Le monoplane E. Albert; Les Ailes **15**, Nr. 227 vom 22. Oktober 1925 (3 Sp., 3 Risse, Zahlenang.); Les remarquables résultats de l'avionette Albert; Les Ailes **16**, Nr. 247 vom 11. März 1926 (½ Sp.). *H.* 60710.

Flugzeuge. Englische See-Schul-DD, im Auftrage des Luftfahrt-Ministeriums gebaut: Spratt, von der Blackburn Aeroplane and Motor Co. Ltd.; Perth, von G. Parnall and Co., Ltd.; Vendace (vgl. 60712) von Vickers Ltd. Die Flugzeuge sind zum Schulen für solche Flieger gedacht, die bereits auf kleineren Flugzeugen, wie Avro und Moth, geschult haben, auf diesen Flugzeugen besonders aber im Abfliegen und Landen auf Flugzeugmutterschiffen geübt werden sollen, um dann Kampf-, Bomben- oder Sonderflugzeuge zu führen.

Die Flugzeuge haben deswegen große Anfangssteigfähigkeit, hohen Leistungsüberschuß und niedrige Mindestgeschwindigkeit, bei der sie noch gut steuerbar sind; die Ausrüstung ist sehr beschränkt, um den Führersitz möglichst geräumig zu halten; als Antrieb dient ein Rolls-Royce »Falcon« mit 290 PS.

— New advanced training machines; The Aeroplane **30**, Nr. 11 vom 17. März 1926, S. 290 (¼ Sp.). *H.* 60711.

Flugzeuge. Vickers-Vendace-See-Schul-DD, von Vickers Ltd. im Auftrage des Luftfahrt-Ministeriums gebaut (vgl. 60711).

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Oberseite stark gewölbt, zwei hintereinanderliegende, offene Sitze mit Doppelsteuerung. Stahlrohrgerüst mit Stahlbändern, Stoffbespannung.

Triebwerk im Vorderteil mit unter Luftschraube liegendem, abdeckbarem Stirnkühler, Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks dreiteilig, Ober- und Unterflügel austauschbar, nicht gestaffelt, geringe V-, starke Pfeilstellung; die Flügel sind an gerade durchlaufendem Mittelteil und Flügelstutzen angesetzt; zwei Stahlrohr-Stielpaare beiderseits. Drahtverspannung; Mittelteil ist mit Rumpfoberkante durch kurze N-Streben verbunden, von den Knotenpunkten am Rumpfholm läuft außerdem je eine Strebe schräg nach außen zu den Außenenden der Unterflügelstutzen. Zwei Kastenlängsholme aus Spruce und Sperrholz, Spruce-Rippen, Stoffbespannung. Ausgeglichene Querruder mit rückverlegter Drehachse an allen Flügeln. Die Flügel sind nach hinten klappbar.

Leitwerk: auf Rumpfoberseite liegende Höhenflosse mit ausgeglichenem zweiteiligen Ruder; kleine Kielflosse und großes entlastetes Seitenruder. Die Ruder sind aus Duraluminrohr mit Stoffbespannung.

Fahr- oder Schwimmergestell: schräg nach vorn gestellte N-Streben an den Enden der Unterflügelstutzen, miteinander durch zwei weitere Stahlrohre abgesteift, an denen die Schwimmer angeschlossen sind. Beim Fahrgestell fällt vordere N-Strebe fort; im vorderen V-Stiel ist dann ein Ölstoßdämpfer eingebaut. Schwimmer mit einer Stufe, scharfem Löffelbug, gewölbter Oberseite und scharfer Schneide am Heck. Sie sind aus Duraluminblech und gewöhnlichen U- und Winkelprofilen gebaut, haben mehrere Quer- und ein Mittellängsschott.



Spannweite	13,7	m
Länge	9,6	m
Höhe	3,9	m
Flügeltiefe	2,0	m
Flügelfläche	49,6	m²
Motor: Rolls-Royce-»Falcon«	260	PS
Leergewicht mit Wasser	1,20	t
Besatzung . . . 0,15 t		
Brennstoff . . . 0,18 t		
Öl . . . 0,02 t		
Apparate . . . 0,03 t		
daher Zuladung . . . 0,38 t	0,38	t
also Fluggewicht	1,58	t
Flächenbelastung	31,8	kg/m²
Leistungsbelastung	6,1	kg/PS
Flächenleistung	5,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	188	km/h
Mindestgeschwindigkeit	71	km/h
steigt auf 1,5 km in	5	min
Gipfelhöhe	6,2	km

— The Vickers Vendace; The Aeroplane **30**, Nr. 11 vom 17. März 1926, S. 290 bis 292 (1 Sp., 3 Risse, 3 Skizzen, Zahlenang.). *H.*, *E.* 60712.

Motoren. Wassergekühlter 430 PS-Fiat-Motor, Muster A 20.

Zylinderzahl	12	
Zylinderstellung	V	
Leistung	430	PS
Drehzahl	2200	U/min
Gewicht mit Wasser, Anlasser und Flügelnabe	320	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,22	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,01	kg/PSh

— A New Fiat Engine; Aviation **20**, Nr. 7 vom 15. Febr. 1926, S. 232 ($\frac{1}{2}$ Sp., 1 Lichtb.). *H.* 60713.

Strömung. Die Luftströmung um unendlich breite Tragflügel wurde zur Nachprüfung des Gesetzes von Kutta und Joukowsky unter den Annahmen von Prandtl an einem ziemlich dicken Flügelschnitt im Windkanal der Physikalischen Reichsanstalt (»National Physical Laboratory«, »N. P. L.«) in zweidimensionaler Strömung aufgemessen und verglichen mit der Berechnung der Stromlinien für die Zirkulation, die dem gemessenen Auftrieb entsprach. Der vordere Staupunkt lag an der berechneten Stelle, der hintere ist der Wirbel wegen nicht genau bestimmbar.

Bei einem gleichbleibenden Anstellwinkel von 10,1° wurde Windrichtung und -geschwindigkeit in einem großen Bereich, außerdem die Druckverteilung um den Mittelschnitt des Tragflügels mit einer Reihe von Bohrungen und die Strömungsenergie in der Wirbelschleppe und deren Grenze mit einem Pitotrohr bestimmt. Die Windgeschwindigkeit konnte auf 0,5 vH, die Windrichtung auf 0,2°, im Kielwasser auf 1 vH bzw. 0,3°

Motoren. Die wassergekühlten französischen Motoren (Stand Januar 1926).

Motor	Muster	Nennleistung PS	Höchstleistung PS	Drehzahl U/min	Zylinderanzahl	Zylinderanordnung	Bohrung mm	Hub mm	Gesamt-Hubraum l	Verdichtungsverhältnis	Trockengewicht kg	Länge mm	Höhe mm	Breite mm	vgl. Luru Nr.	Bemerkungen
Breguet	—	600	720	2800	16	2 Reihen paralell	106	163	23,1	5,5	456	955	1810	—	—	
Farman	12 We	500	522	2130	12	60° W	130	160	25,4	5,5	510	1208	1807	1270	52 322	
»	18 Wd	600	740	1700	18	40° W	130	180	43,4	5,5	975	1220	2620	1060	52 322	
Hispano-Suiza	8 Ac	180	209	1800	8	90° V	120	130	11.8	5,3	210	832	1323	840	51 115	
» »	8 Fb	300	303	1800	8	90° V	140	150	18,5	5,3	265	1000	1504	896	52 322	
» »	8 Fd	260	263	1600	8	90° V	140	150	18,5	4,7	265	1000	1504	896	—	Muster 8 Fb mit gering. Verdicht.
» »	12 Ja	350	367	1800	12	60° V	120	150	20,4	5,3	350	878	1857	686	52 322	
» »	12 Jb	400	450	2000	12	60° V	120	150	20,4	6,2	350	878	1857	686	—	Muster 12 Ja mit höher. Verdicht.
» »	12 Ga	450	485	1800	·12	60° W	140	150	27,7	5,3	390	1023	1650	1142	52 322	
» »	12 Gb	500	575	2000	12	60° W	140	150	27,7	6,2	390	1023	1650	1142	—	Muster 12 Ga mit höher. Verdicht.
» »	12 Ha	450	485	1800	12	60° V	140	150	27,7	5,3	410	900	1987	732	51 115	
» »	12 Hb	500	567	2000	12	60° V	140	150	27,7	6,2	410	900	1987	732	—	Muster 12 Hb mit höher. Verdicht.
Lorraine-Dietrich	8 Bd	270	270	1650	8	90° V	120	175	15,8	5,2	270	300	1330	1040	—	
» »	12 Db	400	400	1700	12	60° V	120	170	23,1	5,2	410	1029	1767	783	52 322	
» »	12 Eb	450	470	1850	12	60° W	120	180	24,4	6,0	380	1145	1460	1210	52 322	
» »	18 Ha	600	630	1700	18	40° W	120	180	36,6	5,5	585	1148	1780	956	—	
» »	—	450	480	1900	12	60° W	120	180	24,4	5,5	415	1375	1577	1210	—	Untersetzung 1900/1230
Panhard	12 M	500	660	1550	12	60° V	165	170	43,6	6,0	600	1162	1032	916	52 322	
»	12 L	450	550	1500	12	60° V	140	170	31,5	5,4	525	900	2000	885	52 322	Ventillos
Renault	8 Fg	230	245	1650	8	90° V	125	150	14,6	5,5	260	820	1405	1050	—	
»	12 Fe	300	325	1600	12	50° V	125	150	22,0	5,0	390	1136	1820	800	52 322	
»	12 Kd	480	480	1600	12	60° V	134	180	30,5	5,3	495	1243	1943	1050	52 322	
»	12 Ke	500	520	1650	12	60° V	134	180	30,5	5,3	495	1243	1943	1050	—	Muster 12 Kd abgeändert
»	12 Ma	580	675	1500	12	60° V	160	180	43,4	5,3	715	1282	2165	975	52 322	
»	—	420	470	1550	12	60° V	134	180	30,5	5,0		1100	2050	950	—	
»	—	415	450	2550	12	60° V	134	140	23,7	5,5		1000	2250	840	—	Untersetzung 2000/1000
Salmson	9 Zc	250	274	1600	9	Stern	125	170	18,8	5,4	255				—	
»	9 Cm	260	285	1650	9	Stern	125	180	18,8	5,4	260	1232	1142	1240	51 115	
»	9 Az	300	310	1550	9	Stern	140	170	23,6	5,0	320	1242	1245	1242	51 115	
»	18 Cm	500	560	1650	18	Doppelstern	125	170	37,6	5,0	475	1180	1355	1180	51 115	

— Tableau des caractéristiques des moteurs français en service; L'Aéronautique **8**, Nr. 80 vom Januar 1926, S. 31 (1. Sp., Zahlenang.) *H.* 60714.

Motoren. Die luftgekühlten französischen Motoren (Stand Januar 1926).

Motor	Muster	Nenn-leistung PS	Höchst-leistung PS	Drehzahl U/min	Zylinder-zahl	Zylinder-anordnung	Bohrung mm	Hub mm	Gesamt-Hubraum l	Verdichtungs-verhältnis	Trocken-gewicht kg	Länge mm	Höhe mm	Breite mm	vgl. Luru Nr.	Bemerkungen
Anzani	6 A	70	78	1500	6	Stern	105	125	6,5	4,6	110	910	757	910	51 115	
»	6 B	50	58	1530	6	Stern	90	120	4,6	4,6	75	730	544	740	—	
»	10 C	90	92	1200	10	Doppelstern	105	145	12,6	4,6	175	1100	876	1100	51 115	
Clerget	9 B	130	145	1250	9	Umlauf	120	160	16,3	5,2	175	1020	929	1020	51 115	
Rhône (Jupiter)	9 Aa	380	397	1550	9	Stern	146	190	28,7	5,0	350				—	
» »	9 Ab	420	450	1700	9	Stern	146	190	28,7	5,0	350	1420	1078	1420	51 115	Muster 9 Aa mit höher. Drehzahl
» »	9 Ac	420	515	1750	9	Stern	146	190	28,7	6,5	350	1420	1078	1420	51 115	Muster 9 Aa mit höher. Verdicht.
» »	9 C	80	87	1200	9	Umlauf	105	140	10,9	5,0	115	950	850	950	51 115	
» »	9 Jb	120	140	1250	9	Umlauf	112	170	15,1	5,1	160	1020	830	1020	—	
Salmson	9 Ab	230	250	1700	9	Stern	125	170	18,8	5,0	280	1175	1183	1175	41 309	
»	9 Ac	120	133	1800	9	Stern	100	130	19,2	5,0	175	983	1103	950	41 309	.
»	9 Ad	45		2000	9	Stern	70	86		5,0	75				41 309	
»	3 Ad	16		2400	9	Stern	70	86		5,0	34				—	

— Tableau des caractéristiques des moteurs français en service; L'Aéronautique 8, Nr. 80 vom Januar 1926, S. 31 (1 Sp., Zahlenang.) *H.* 60715.

bestimmt werden, ausgenommen an Vorder- und Hinterkante. Grenzschichtstörungen machten sich in 6 mm Abstand des Meßgerätes vom Modell bemerkbar. An der Hinterkante wurde mit einer leichten Windfahne beobachtet.

Die Überlegung, daß in größerer Entfernung vom Tragflügel das Druckintegral längs einer geschlossenen Grenze die eine Hälfte des Auftriebes, der Impuls die andere liefert, während am Tragflügel der Druck den ganzen Auftrieb ergibt, läßt sich durch Windkanalversuche annähernd bestätigen. Die Wirbelschleppe war schmal, zerstreute sich aber rasch.

Die beobachteten Stromlinien lagen im allgemeinen höher als die »theoretischen«, die durch Abtasten eines elektrischen Feldes — Wassertrog mit geladenen Metallwänden und Metallflügelmodell — mittels Sonde, Verstärker und Kopfhörer erhalten waren. Die beobachteten Stromlinien lieferten zeichnerisch ausgewertet die Zirkulation, für verschiedene geschlossene Wege gut übereinstimmend.

Die gemessene Druckverteilung um den Flügelschnitt weicht ähnlich wie bei Betz, jedoch mit größeren Schwankungen von der unter Annahme vollkommener Flüssigkeit berechneten ab.

Die Stromrichtung wurde im allgemeinen mit ganz feinen Dreirohren, in der Nähe der Vorderkante mit besonderen kleinen Hitzdrahtgeräten in Brückenschaltung bestimmt.

— *L. W. Bryant* und *D. H. Williams*, An Investigation of the Flow of Air Around an Aërofoil of Infinite Span; Philosophical Transactions of the Royal Society of London (A) **225**, Nr. 630 vom 6. November 1925, S. 199 bis 237 (38 S., 2 Lichtb., 4 Skizz. d. Versuchsanordnung, 30 Schaub. d. Ergebnisse, 16 Zahlentaf.). S. 60717. *E.* 60716.

Strömung. Zusammenhang zwischen Tragflügelauftrieb und Zirkulation (Ergänzung zu 60716) ist für wirbelfreie Flüssigkeit durch die klassische Zirkulationsformel gegeben; dabei ist der Widerstand Null; für geschlossene Integrationswege, die den Tragflügel nicht einschließen, verschwindet die Zirkulation.

Für Strömungen um Tragflügel oder ähnliche Gebilde mit Wirbeln in der Grenzschicht und im Kielwasser folgt aus Impulsbetrachtungen für geschlossene Integrationswege, die zweckmäßig zusammengezogen werden, so daß sie die Wirbelschleppe senkrecht schneiden: sowohl für Tragflügel wie für schräge Platten gilt dieselbe Auftriebs-Zirkulationsbeziehung wie in wirbelfreier Strömung; selbst ein geschlossener Integrationsweg, der in der Nähe der Platte die Wirbelschleppe senkrecht schneidet, gibt keine großen Abweichungen, da sich die Wirbelstärken im Kielwasser annähernd aufheben.

— *G. I. Taylor*, Note on the Connection between the Lift on an Aërofoil in a Wind an the Circulation Round it; Philosophical Transactions of the Royal Society of London (A) **225**, Nr. 630 vom 6 November 1925, S. 238 bis 245 (7½ S., 2 Skizz., Formelrechnungen). *E.* 60717.

Wetter. Kappen- oder fladenartige Kondensationserscheinungen über gewöhnlichen Schönwetterkumuli beobachtet man öfter, wenn Tiefdruckwetter durch heraufziehende Warmluftmassen abgelöst wird. Wolkenhöhenmessung trifft für diese Kumuluskappen ihrer unscharfen Ränder wegen nur dann zu, wenn sie auf den Kumuli aufliegen oder der Durchstoßpunkt auszumachen ist. Da die Kappen meist nach dem Auftreten der Konvektionströmung (nach 10 Uhr einsetzen, muß für Temperatur und Feuchtigkeit zwischen dem Morgen- und Mittagaufstieg der Höhenbeobachtung interpoliert werden.

Die Temperaturumkehr, an der sich die Schleier bilden, ist die mit der größten Abnahme der relativen Feuchtigkeit; diese Inversion ist allgemein im Begriff, tiefer zu kommen. Die verhältnismäßig kalten Luftmassen sinken ja durch Einbruch warmer Luft in den höheren Schichten rasch zusammen. Darauf deutet auch hin, daß die spezifische Feuchtigkeit oberhalb der Temperaturumkehr abnimmt, späterhin aber einen Sprung an der Umkehr und oberhalb sogar Zunahme zeigt.

Die Abweichung vom Wasserdampfgleichgewicht (wonach das Produkt von relativer Feuchtigkeit und höchstem Dampfdruck für alle Höhen gleich groß wäre) ist am Tage der Wolkenbeobachtung am größten nimmt dann ab und kann sogar ihr Zeichen umkehren.

Bei Wasserdampfgleichgewicht kann auch innerhalb einer Isothermie Kondensation stattfinden. Bei Temperaturumkehr gibt Änderung der Gleichgewichtlage durch Konvektion oder durch vorbeiwandernde Warmluftgebiete die Möglichkeit zur Wolkenbildung, die bei starker Abnahme der relativen Feuchtigkeit unter den oben erwähnten Verhältnissen zur schnell abtrocknenden, kurz dauernden Schleierbildung führt. Bei stärkeren Einwirkungen der Warmluft auf die Gleichgewichtslage bilden sich beständigere Stratokumuli.

— *W. Kopp*, Bemerkungen über spezielle Wolkentypen. Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, Januar 1926, S. 36 bis 45 (10 S., 4 Zahltaf., 19 Schaubl.). *E.* 60718.

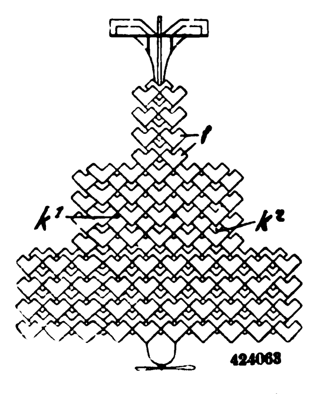


Patentschau.

(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

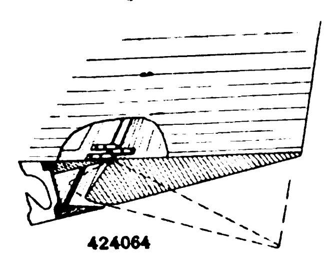
423214/77h, 15; Zus. zu 313090. Haltegurt für ausblasbare Körper. Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Werft, Seddin. B 5. 2. 25. V 24. 12. 25. Der Gegenstand des Hauptpatentes, das einen für Kreuzscheiben angewendeten Haltegurt bei Ballonen o. dgl. betrifft, bei dem das Lastseil im Knotenpunkt in auseinandergehende Schlingen gabelt, die in Kreisbögen am Saum eines scheibenförmigen Gurtes verlaufen, ist dadurch weiter ausgebildet worden, daß die auseinandergehenden Schlingen durch kreisringförmig in sich geschlossene Liekleinen gebildet sind, die vollkommen in dem Kreuzscheibenstoff eingeschlossen sind und an den zwischen je zwei Ringen belassenen Stegen von Lastseilen umschlungen werden.

424063/77h, 5. Großflugzeug. G. Blanck, Worms. B 29. 10. 24. V 15. 1. 26. An Großflugzeugen mit einer großen Anzahl über-, neben- und hintereinander angeordneten Tragflächen

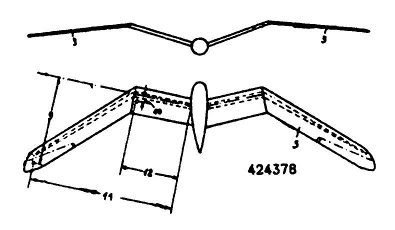


ist geschützt, daß die pfeilförmigen Tragflächen f mit den Pfeilspitzen auf zu der Längsachse gleichlaufenden Geraden liegen und daß sie in den übereinander angeordneten Reihen zueinander versetzt sind, um senkrechte Schächte k_1, k_2 zu bilden.

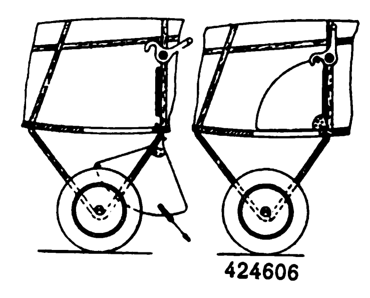
424064/77h, 5. Verbindung von Steuerfläche und Tragfläche mit dauernd abgedeckter oberer Stoßfuge. Bahnbedarf A.-G., Darmstadt. B 6. 11. 24. V 16. 1. 26. Die Drehachse der Steuerfläche liegt im wesentlichen in der Ebene der über Trag- und Steuerfläche durchlaufenden oberen Tragflächenbespannung.



424378/77h, 7. Flugzeugtragfläche. Segelflugzeugwerke G. m. b. H., Baden-Baden. B 11. 8. 22. V 21. 1. 26. An der mit am Rumpf positiv angestellten und daran anschließenden negativ angestellten Flächenteilen ausgestatteten Tragfläche findet sich das Merkmal, daß die negativ angestellten Flächenteile 3 sich so nach der Seite und hinten erstrecken, daß sie gegenüber den in der Nähe des Vorderrandes angeordneten Holmen mit großen Hebelarmen (9, 11) den an kleinen Hebelarmen (10, 12) wirkenden Auftriebskräften entgegenwirken und dadurch die Verdrehungsbeanspruchungen an der Flügelwurzel verringern oder aufheben.

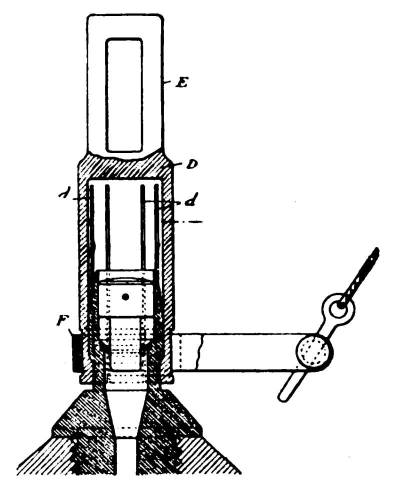


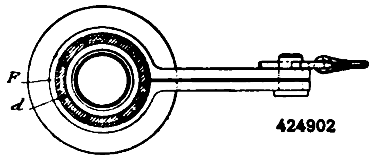
424606/77, 5. Abwerfbarer Brennstoffbehälter für Luftfahrzeuge. Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde. B 18. 1. 24. V 26. 1. 26. Der Behälter wird mittels einer unteren Haltevorrichtung, die aus einem hakenförmigen Beschlag besteht, nach Lösen einer oberen Befestigung um eine feste Drehachse um etwa 130° geschwenkt, um alsdann frei nach hinten herabzufallen.



Von hier ab bildet die Luftfahrt im Patentwesen des Deutschen Reichs — wie von jeher die deutsche Luftfahrt in der Welt — eine Klasse für sich. Vgl. ZFM 1926, Patentschau Heft 3.

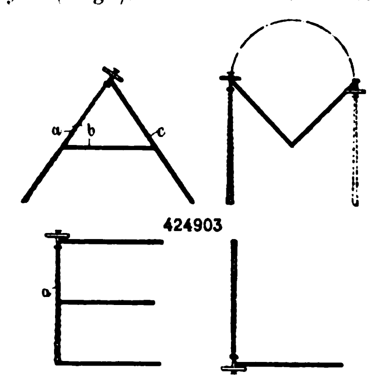
424902/62c, 18. Vorrichtung zum Anhängen von Bomben an Luftfahrzeugen mit einer Zünderschutzhaube. L. E. Rémondy, Rueil (Frkr.). B 22. 11. 24. V 6. 2. 26. Gegenstand der Erfindung ist eine Anhängevorrichtung für fallen zu lassende Geschosse, die eine Sicherheit gegen ungewolltes Scharfwerden des Geschosses in der Ruhestellung am Luftfahrzeug bietet und ferner ermöglicht, das Geschoß entweder blind oder so abzuwerfen, daß der Zünder normal wirkt und das Geschoß zum Krepieren bringt. Nach dem ersten Anspruch (von 14 Ansprüchen) steht unter Schutz, daß die Schutzhaube D außen Aufhängemittel E (Haken, Ring o. dgl.) besitzt und unmittelbar oder durch Hilfsteile wirkende ausrückbare Stützmittel für das Geschoß enthält, deren Ausrücken in der Stützstellung von einem Ring F o. dgl. verhindert wird, der selbsttätig durch den Fall des Geschosses oder zwangsmäßig durch ein am Fahrzeug befestigtes Auslösemittel entriegelt werden kann. Nach dem zweiten Anspruch ist die eigentliche Schutzhaube in





radialer Richtung aufweitbar gestaltet, beispielsweise durch achsialgerichtete Schlitze d, und wird in der Ruhestellung über dem Zündkörper durch den Ring F angedrückt gehalten, dessen Spannung sich der der Haube zuzählt, derart, daß die Öffnung des Ringes die radiale Aufweitung der Haube unter der Wirkung des Geschoßgewichtes und den Geschoßabwurf bei aufgehakt bleibender Haube gestattet, während die einfache Entriegelung des Spannringes beim Abwurf des Geschosses mit der abgekuppelten Haube den Verbleib der Haube auf dem Zünder und hierdurch das Blindgehen des Geschosses ermöglicht.

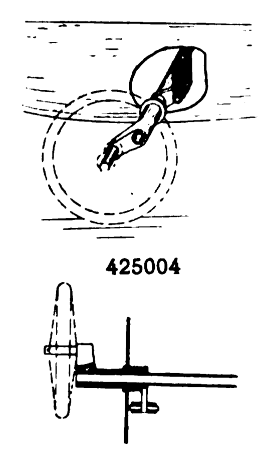
424903/62c, 25. Verfahren zur Erzeugung sichtbarer Zeichen in der Luft mittels eines Flugzeugs. J. C. Savage, Ryde (Engl.). B 12. 11. 24. V 10. 2. 26. Ein Schwaden von sichtbarem Stoff wird während des Fluges aus dem Flugzeug ausgestoßen und bildet einen Teil (a) eines Zeichens oder Buchsta-



bens, und an bestimmten Stellen der Flugbahn werden besondere Rauchgeschosse, deren Raucherzeugung in einer bestimmten Entfernung von der Abschußstelle aufhört, abgefeuert, durch die die übrigen Teile (*b*, *c*) des Zeichens oder Buchstabens gebildet werden. Nach einem Unteranspruch können für den genannten Zweck auch Geschütze auf dem Flugzeug Verwendung finden, die in einer bestimmten, durch Gyroskopwirkung festgelegten Ebene zur Erdoberfläche angeordnet sind und nach Art eines Maschinengewehres abgefeuert werden.

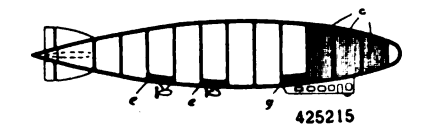
424904/62c, 25. Verfahren zur Erzeugung sichtbarer Rauchschwaden in der Luft vom Flugzeug aus. J. C. Savage, Ryde (Engl.). B 12. 11. 24. V 6. 2. 26. Hier steht in den ersten beiden Ansprüchen unter Schutz, daß entweder mehrere gleichartige Rauchschwaden während des Fluges getrennt voneinander, oder verschiedenartige aufeinanderfolgend ausgestoßen werden und ferner, daß die Rauchschwaden während des Fluges mit parallelen Strömen ausgelassen werden, die aus mehreren sichtbaren Stoffen von verschiedener Färbung bestehen. Weitere fünf Ansprüche richten sich auf die Ausbildung der maschinellen Einrichtungen.

425004/62b, 41. Fahrgestell für Flugzeuge. Bahnbedarf A.-G., Darmstadt. B 6. 11. 24. V 5. 2. 26. Die Erfindung will ermöglichen, daß die Fahrachse ausgewechselt werden kann, ohne daß die Stützfedern oder Gummizüge zu diesem Zweck abmontiert werden müssen. Die Achse ist in beiderseits der


425004

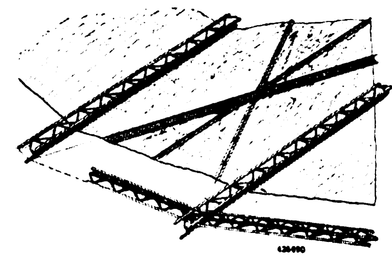
Rumpfwand mit je einer Kurbelkröpfung versehenen Büchse gelagert, an denen außerhalb des Rumpfes das Anlaufrad gelagert ist, und innerhalb des Rumpfes die Abfederung (Gummizüge) dauernd angreift; die Achse ist als Hohlachse ausgebildet und gegen Längsbewegung gesichert, während die doppelt gekröpften Büchsen sich unabhängig voneinander gegen die Achse verdrehen.

425215/62a, 20. Starrluftschiff mit Einzelgaszellen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 19. 9. 22. V 13. 2. 26. Die Bugzellen *c* sind etwa bis zu $^1/_4$ bis $^1/_5$ der Schiffslänge mit spezifisch leichtem nicht brennbarem Gas gefüllt, während alle übrigen Zellen normales Traggas enthalten; die Bugzellen können zur Vermeidung von Gasverlust bei größeren Höhen besondere Expansionsräume besitzen; es kann zwecks ungehinderter Ausdehnung der Zellen mit nichtbrennbarem Gas eine entsprechende Menge des gewöhnlichen Traggases entfernt


425215

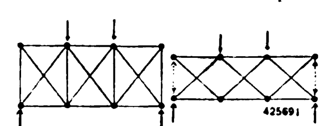
werden, das als Brennstoff für die Motoren verwendbar wäre. Es steht ferner noch unter Schutz eine größere Bemessung der Wandstärke der Bugzellen und ihre Umgebung mit Schutzschichten und die Füllung von Zellenteilen *e*, *g* oberhalb der Maschinengondeln mit nichtbrennbarem Gas.

425690/62a, 8. Befestigung der Außenhülle von Starrluftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 26. 9. 24. V 22. 2. 26. Bezieht sich auf solche Gerüstausbildung, bei der die Außengurte der Querträger gegenüber der durch die Außengurte der Längsträger bestimmten äußersten Schiffsbegrenzungsfläche zurückgesetzt sind; erfindungsgemäß ist die Außenhülle, mit der die


425690

Knotenpunkte von Längs- und Querträgern verbindenden und gegenüber der Außenhülle etwas nach innen liegenden Feldverspannung in geeigneten Abständen durch Zugorgane verbunden; die Verbindung kann mit Hilfe eines an der Innenseite der Außenhülle zweckmäßig durch einen aufgenähten oder aufgeklebten Stoffstreifen befestigten Ösenbandes erfolgen.

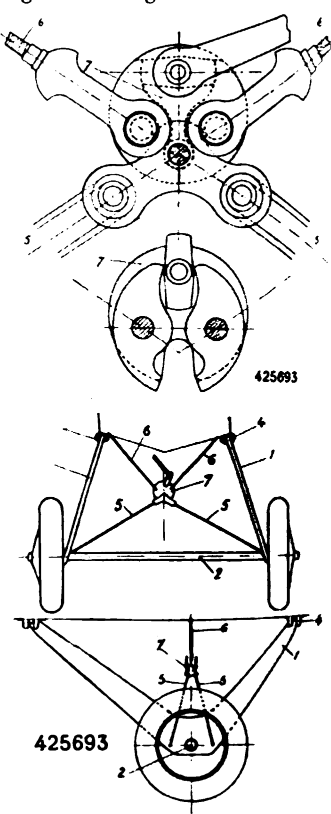
425691/62b, 4. Verfahren zur Herstellung von mit doppelten Zugdiagonalen versehenen Fachwerken, insbes. für Träger von Flugzeugflügeln. Dr.-Ing. A. Weingarten, Staaken. B 31. 3. 25. V 23. 2. 26. Unter Schutz steht, daß die Pfosten oder Ständer des Fachwerks unter Druckspannung in das im übrigen fertige Fachwerk eingesetzt werden. Das ohne Ständer zusammengesetzte Fachwerk kann durch Hilfsspannvor-


425691

richtungen unter Verlängerung der Zugdiagonalen auseinandergetrieben werden, worauf die Ständer, deren Länge größer ist als der endgültige Abstand von Ober- und Untergurt eingesetzt und die Hilfsspannvorrichtungen entfernt werden.

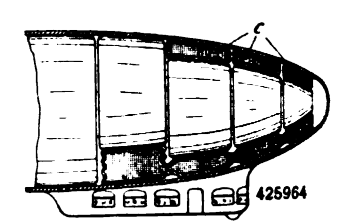
425692/62b, 21. Kühler für Flugzeuge. A. Lamblin, Paris. B 4. 1. 23. 24. 2. 26. Hauptanspruch: »Kühler für Flugzeuge, dessen Kühlelemente zwischen einem in der Flugrichtung vorn und einem hinten liegenden Sammler eingebaut sind, dadurch gekennzeichnet, daß die Kühlelemente zur Erzielung möglichst großer, freier, durch den Sammler nicht abgedeckter Kühlflächen die Sammler nach beiden Seiten von der mittleren Längsebene des Kühlers erheblich überragen.« Weitere sechs Ansprüche.

425693/62b, 42. Vorrichtung zum raschen Abwerfen des Fahrgestells von Luftfahrzeugen. P. Levasseur, Paris. B 3. 12. 24. V 22. 2. 26. Die Verbindung zwischen Fahrzeugkörper und Fahrgestell erfolgt mit Hilfe der Ver-


425693

spannung des letzteren; die am Fahrzeug befestigten Teile 6 der Verspannung sind von den am Fahrgestell 1 befestigten (5) mittels geeigneter Vorrichtungen 7 durch einen Handgriff trennbar; die Tragstreben 1 sind gegen den Fahrzeugkörper in Führungen abgestützt.

425964/62a, 20; Zus. zu 425215. Starrluftschiff mit Einzelzellen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 12. 9. 23. V 27. 2. 26. Der


425964

Gegenstand des Hauptpatents wird dadurch weiter ausgebildet, daß auf etwa ein Viertel bis ein Fünftel der Schiffslänge am Bug ein Mantel vorgesehen ist, der nicht brennbares Leichtgas enthält.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

8. Heft | 28. April 1926 | 17. Jahrgang

Erfahrungen auf einem Streckenflug mit einem schwachmotorigen Zweisitzer.

Von Werner v. Langsdorff.

Im Februar-März 1926 ist von Herrn Guritzer gemeinsam mit dem Verfasser ein größerer Streckenflug mit einem schwachmotorigen Zweisitzer unternommen worden, welcher zeigen sollte, daß ein derartiges Flugzeug auch für größere Flüge selbst in einer ausgesprochenen Schlechtwetterperiode brauchbar ist. Weiter sollte gezeigt werden, daß auch bei derart ungünstiger Witterung besonders schwierige Flüge, wie eine Überquerung der Alpen, möglich ist.

Vom Werk Sindelfingen der Daimler-Motoren-Gesellschaft wurde zu diesem Zwecke ein Flugzeug Baumuster Daimler L. 20, ausgerüstet mit Zweizylinder-Mercedes-Motor von 885 cm^3 Zylinderinhalt, der eine Effektivleistung von 18,6 PS besitzt, zur Verfügung gestellt. Das Flugzeug entsprach in jeder Weise der gewöhnlichen Ausführung und war mit Doppelsteuerung versehen. Zur Verwendung kam der große Tragflügel von 20 m^2 Inhalt. Der ganze Flug fand mit Radfahrgestell mit Flügelfederung und Kontinentalbereifung statt..

Die Instrumentierung bestand aus einem Tourenzähler der Vereinigten Werke Glashütte, einem Düsen-Luftstrom-Messer Bruhn von Westendarp & Pieper, Berlin, einem Kompaß von Ludolph und einem Höhenmesser und Barographen der Luft-A.-G. Stuttgart.

Der Flug sollte ohne große Bodenorganisation abgewickelt werden. Das gesamte Flugzeug sollte in der Hauptsache von der Besatzung bedient werden. Auf diese Weise sollten auch Erfahrungen gesammelt werden über die Brauchbarkeit des Flugzeugmusters für den Sportsmann. Vorgesehen war zunächst die Strecke Sindelfingen bei Stuttgart—Wien—Budapest—Stuttgart. Auf dem Rückweg sollten die Alpen überflogen werden. Infolge der Wetterlage, vor allem infolge des östlich Salzburg tagelang vorherrschenden Bodennebels, wurde die Flugstrecke dann derart geändert, daß bereits auf dem Hinweg die Alpen überflogen wurden. Es ergab sich folgender Flugweg: Sindelfingen bei Stuttgart—Augsburg—Schleißheim bei München—Salzburg—Bad Reichenhall—Zell am See—Hermager—Villach—Klagenfurt—Thalerhof bei Graz—Aspern bei Wien—Budapest—Aspern bei Wien—Melk—Linz—Salzburg—Schleißheim—Sindelfingen bei Stuttgart. Die tatsächlich zurückgelegte Entfernung beträgt etwa 2400 km. Ständiges Einhalten der Luftlinie war infolge des sehr unsichtigen Wetters nicht möglich.

Sehr unangenehm gestaltete sich fast der ganze Flug infolge des meist außerordentlich ungünstigen Wetters. Fast auf der ganzen Strecke herrschte Gegenwind, der nicht selten Stärken von über 15 m/s überschritt. Bei einer Reisegeschwindigkeit von 100 km/h macht sich die hierdurch auftretende Verzögerung natürlich schon recht bemerkbar. Unangenehm wurde die Lage aber besonders dadurch, daß nur verhältnismäßig wenige Flugstützpunkte auf der Strecke lagen, so daß verschiedentlich zur Auffüllung des Brennstoffes auf nicht vorbereiteten Plätzen gelandet werden mußte. Allerdings boten derartige Landungen, ebenso wie Notlandungen infolge völlig unsichtigen Wetters usw. die willkommene Möglichkeit, die Brauchbarkeit des Flugzeuges für Außenlandungen in unbekanntem Gelände zu beobachten. Die Erfahrungen haben hier immer wieder ergeben, daß das Flugzeugmuster L. 20 für derartige Außenlandungen außerordentlich brauchbar ist. Infolge der geringen Landegeschwindigkeit von etwa 40 km/h gestaltet sich die Landung verhältnismäßig angenehm. Das etwas längere Ausschweben des schwachmotorischen Flugzeuges hat sich in keinem Falle unangenehm bemerkbar gemacht. Landungen mit gewöhnlichem Radfahrwerk erfolgten sämtlich, auch im 30 cm hohen Schnee oder in sehr sumpfigem Gelände infolge geeigneter Lage des Fahrwerks ohne Überschlag oder irgendwelche Beschädigung. Der Auslauf war nur entsprechend gering. Derart glatte Landungen wären bei einem Fahrgestell mit durchlaufender Achse kaum möglich gewesen. Die einzige bei einer Landung auftretende Beschädigung bestand in einem Riß in der Bespannung des rechten Tragflügels durch einen Pfahlstummel bei einer Notlandung infolge unsichtigen Wetters bei Frankenmarkt.

Während des Fluges hat sich das Flugzeug ebenfalls als sehr brauchbar gezeigt. Der Flug in den sehr starken Böen war nicht nur in den Alpen natürlich sehr unangenehm, wäre aber auch mit einem anderen Flugzeug kaum sehr genußreich gewesen. Wäre die Steuerbarkeit des Flugzeuges nicht sehr befriedigend, so hätte der Gebirgsflug kaum durchgeführt werden können. Den auftretenden Böen usw. konnte allerdings in jedem Falle nur ein erfahrener, alter Führer gewachsen sein.

Die Überfliegung der Alpen gestaltete sich fliegerisch vor allen Dingen dadurch schwierig, daß die zu überwindenden Gebirgszüge Höhen von weit über 3000 m aufwiesen, während die Gipfelhöhe des zweisitzigen Flugzeuges infolge der Ententebestimmungen unter 4000 m liegen mußte. Der Flug erfolgte zunächst von Bad Reichenhall über Hohe Göll, Kallersberg, Hagengebirge, Steinernes Meer, übergossene Alpe, Hochkönigmassiv (2938 m), Hundstein nach Zell am See. Von hier führte der Weg über das Imbach Horn, vorbei an Hohen Tenn zum Wiesbach Horn (3570 m), Glocknerin (3425 m), Hohe Docke (3340 m), Groß-Glockner-Massiv (3798 m), Pasterzen-Gletscher. Von hier erfolgte der Abstieg in das Heiligenbluter Tal. Nach Überquerung der Kreuzeckgruppe erfolgte die Landung im Gailtal, da ein weiteres Überfliegen der Alpen infolge der über die Karnischen Alpen laufende italienische Grenze nicht möglich war. Während des Fluges hatten wir meist Gegenwind. Infolge der tiefeinschneidenden Gebirgstäler wurde das Flugzeug zeitweise sehr stark hin und her geworfen. Die Sicht war nur teilweise günstig. Während des ersten Alpenfluges von Reichenhall nach Zell am See war die Sicht recht schlecht. Die Tauernkette lag zum größten Teil bedeckt, sehr viele überflogene Täler lagen im Nebel. Noch kurz vor dem Großglockner-Flug waren die um Zell am See liegenden verhältnismäßig niedrigen Gebirgszüge zeitweise in Nebel gehüllt. Während des Glockner-Fluges selbst mußten wir wiederholt Nebelbänken ausweichen, waren aber trotzdem verschiedentlich gezwungen, über geschlossener Wolkendecke zu fliegen.

Das gleiche trifft auf die Überfliegung der Koralpe zu, die bei sehr unsichtigem Wetter recht erschwert war. Auch in der Ebene waren wir öfters gezwungen, über den Wolken zu fliegen, einmal z. B. längere Zeit zwischen Münzingen und Augsburg. Ein derartiger Flug ist ja mit einem einmotorigen Flugzeug niemals sehr angenehm, kann aber bei einem Flugzeug mit geringer Landegeschwindigkeit leichter in Kauf genommen werden.

Die Starteigenschaften des Flugzeuges erwiesen sich als gut. Verschiedentlich sind wir aus Plätzen heraus gestartet, aus denen ein anderes Flugzeug, ausgenommen ein Jagd-Einsitzer, kaum herausgekommen wäre. Das Jagd-Flugzeug hätte bestimmt dann aber in einem derartigen Platz nicht landen können.

Unangenehm machte sich bei fast sämtlichen Flügen, besonders aber bei den Alpenflügen, das Fehlen einer Wetterberatung bemerkbar. Telephonische Anfragen in anderen Tälern sind bekanntlich auch sehr zeitraubend und unzuverlässig.

Infolge der geeigneten Bauart des Flugzeuges machte Ab- und Aufrüsten durch die Besatzung verhältnismäßig

wenig Mühe. Schwierigkeiten bei Beschaffung geeigneter Unterstellräume bestanden bei dem geringen Platzbedarf des Flugzeuges nicht. Zeitraubend waren aber die Verhandlungen mit Behörden usw., die Beschaffung des Betriebsstoffes usw., Dinge, die zeigten, wie wenig Sportflüge bisher unternommen worden sind.

Bei der Gesamtbeurteilung des Fluges muß berücksichtigt werden, daß ähnliche Gewaltleistungen im allgemeinen natürlich nicht von einem schwachmotorigen Flugzeug verlangt werden. Der künftige Sportflieger wird sich auch kaum nach derartigen Schlechtwetterflügen sehnen. Wenn aber trotz der geringen Stärke des Motors ein derartiger Streckenflug mit zum Teil sehr schwierigen Etappen, bei fast ständig sehr schlechtem Wetter (Schnee- und Hagelstürme waren keine Seltenheit) durchgeführt wurde, so spricht das sicher sehr für die gelungene Konstruktion des ganzen Flugzeuges und die Brauchbarkeit des schwachmotorigen Zweisitzers überhaupt.

Ein neuer DVL-Motorenprüfstand.

Die bestehenden Einrichtungen zur Prüfung von Flugmotoren genügen für die ständig zunehmende Leistung nicht. Die Leistungsgrenze von etwa 500 PS für diese Prüfstände wird von den Motoren seit einiger Zeit beträchtlich überschritten.

Damit bei dem Bau eines Prüfstandes die neuesten Anforderungen erfüllt werden, mußten auf Grund langjähriger Erfahrungen mit den bisherigen Bauarten Vor- und Nachteile genau getrennt werden. Im allgemeinen genügte diese Untersuchung, da mit ihr schon die wesentlichen Grundlinien für den Bau eines neuen Motorenprüfstandes gegeben waren. So konnte z. B. eines der wichtigsten Kennzeichen der alten Prüfstände, nämlich die elastische Lagerung mittels Luftkissen, verlassen werden, wodurch nicht unwesentliche Vorteile in der gesamten Anordnung erreicht wurden. Eine weitere Frage war die Lagerung der Pendelachse des Pendelrahmens hinter, unter oder neben dem Motor. Die bisherige Anordnung hinter dem Motor hatte eine große Baulänge des Prüfstandes zur Folge und damit eine mangelhafte Übersichtlichkeit, wozu der für Groß-Flugmotoren wesentliche Nachteil des lang vorgestreckten Motorenaufbaues[1]) kommt, der bei plötzlichen Drehzahländerungen ein Verwürgen des ganzen Wägesystems zur Folge hat. Will man diese Zerrungen vermeiden, dann wird der Aufbau sehr verwickelt und unübersichtlich. Gerade bei langen Dauerläufen hat es sich gezeigt, daß der Bau lang vorgebauter Motorenträger nicht zu empfehlen ist.

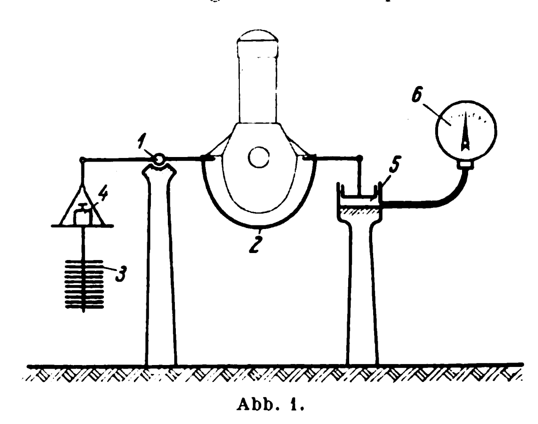


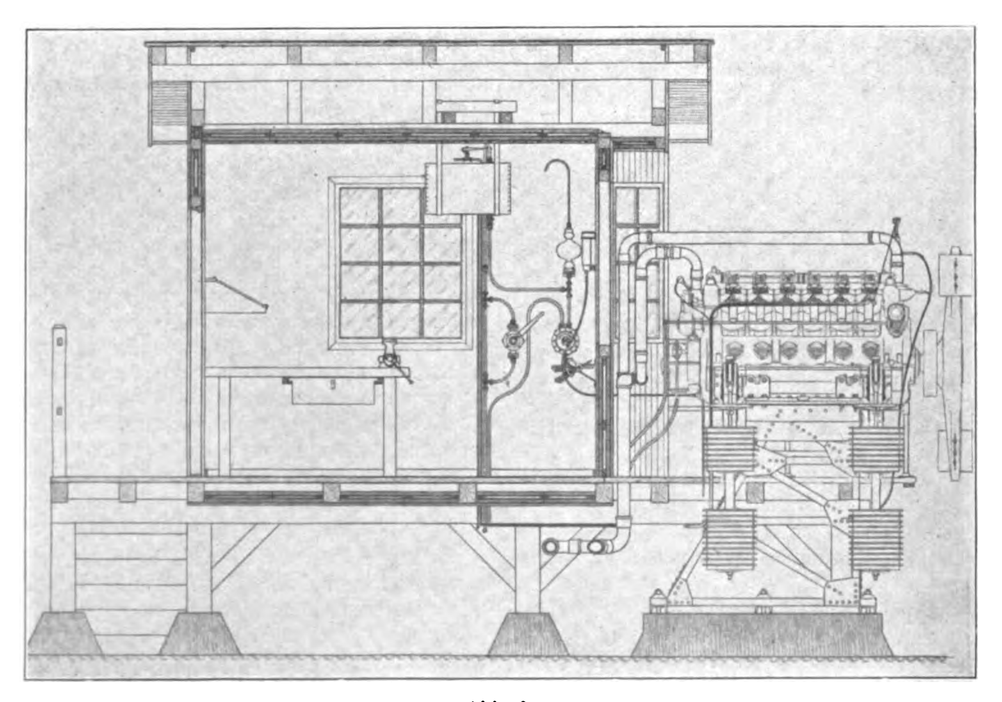
Abb. 1.

Aus diesem Grunde wurde bei dem neuen Prüfstand die Lagerung der Pendelachse des Pendelrahmens möglichst nahe an den Motor verlegt.

Die Pendelachse in die Drehachse des Motors zu legen, ohne eine vor oder hinter dem Motor liegende Lagerung zu wählen, würde eine verwickelte Konstruktion ergeben.

Auf Grund dieser Überlegungen blieb nur noch die Verlegung des Pendelrahmendrehpunktes an die Seite übrig. Diese Anordnung bedingte eine neuartige Konstruktion des Pendelrahmens, wie sie in Abb. 1 schematisch gezeigt wird. Hierbei ergibt sich außerdem noch der Vorteil, daß links- und rechtslaufende Motoren ohne jede Änderung der Wägeeinrichtung und ohne doppelte Anordnung derselben geprüft werden können. Nach Abb. 1 erreicht man dies dadurch, daß infolge des seitlichen Drehpunktes 1 das Gewicht der Pendelbügel 2 und das Gewicht des zu prüfenden Motors durch Gewichtsplatten 3 ausgeglichen werden. Je nachdem nun ein links- oder rechtslaufender Motor aufgebaut ist, müssen entweder Zusatzgewichte 4 aufgelegt oder einige

[1]) Siehe H. Dechamps und K. Kutzbach, Prüfung, Wertung und Weiterentwicklung von Flugmotoren.


Abb. 2.

von den Ausgleichsgewichten 3 entfernt werden. Es ist also die Drehkraft für den einen Fall gleich den Zusatzgewichten 4 und für den anderen Fall gleich den von den Ausgleichsgewichten 3 entfernten Gewichten. Um das umständliche Arbeiten mit den Gewichten zu vermeiden, zeigt dieselbe Abb. 1 auf der den Gewichten gegenüberliegenden Seite eine Kolbenmeßdose[1]), die mit Hilfe eines Anzeigemeßgerätes 6 die jeweilige Drehkraft des Pendelrahmens anzeigt.

Die Anordnung des gesamten Prüfstandes auf einem eisernen Gestell zeigen die Abb. 2, 3 und 4.

Die Abb. 4 zeigt den Prüfstand von vorn, mit aufgebautem Motor.

[1]) Kolbenmeßdosen mit Steuerkolben siehe DVL-Berichte in der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt.

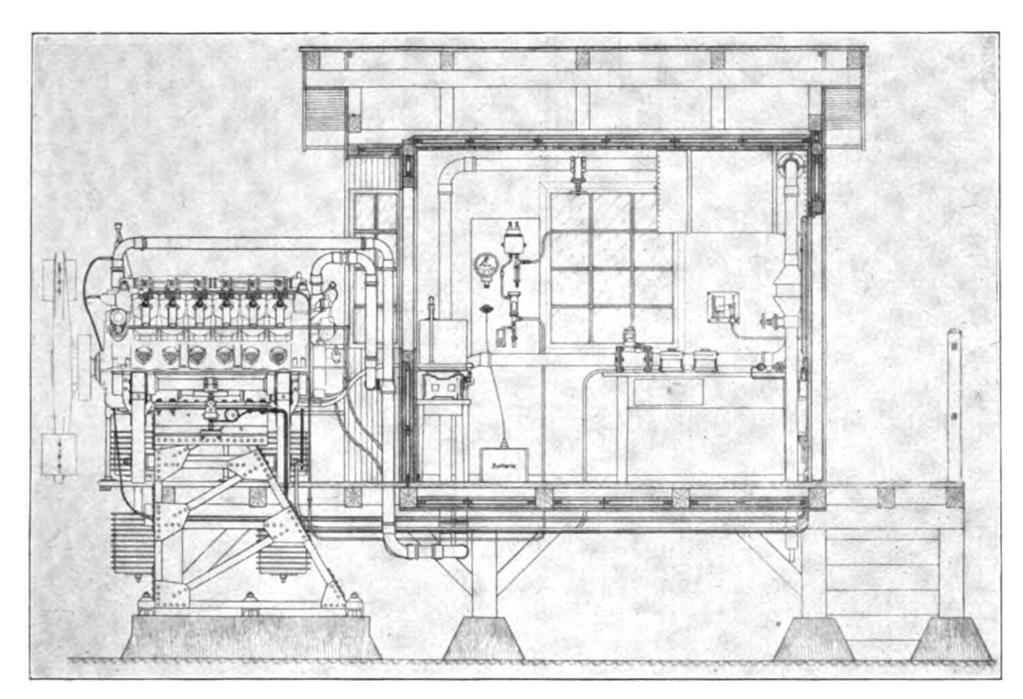


Abb. 3.

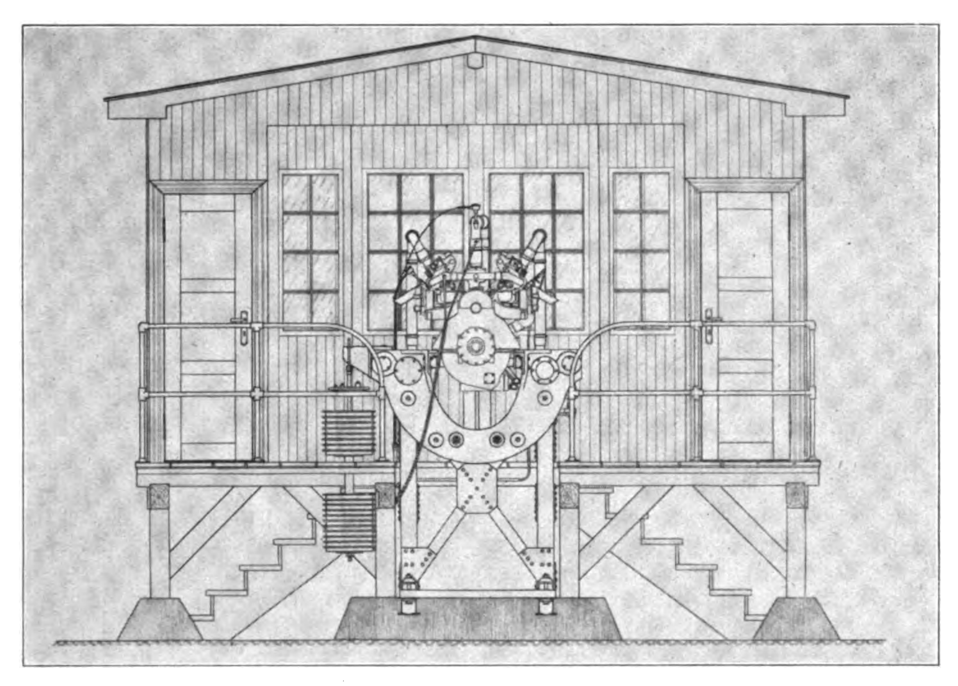


Abb. 4.

Die Abb. 3 läßt die Lagerung des Pendelrahmens auf dem Gestell erkennen. Hier ist mittels zweier Lager eine Welle auf dem Gestell gelagert, die mittels Kugellager die Bügel des Pendelrahmens trägt. Die Lagerung ist kräftig ausgeführt, da hier die gesamten Druckkräfte aufgenommen werden und außerdem von der Ausbildung der Lagerung die Empfindlichkeit des Pendelrahmens abhängig ist.

Um bei Nichtgebrauch des Pendelrahmens, z. B. bei langen Dauerläufen, wo nur zeitweise die Drehkraft festgestellt wird, die Lagerung teilweise und die Meßdose voll zu entlasten, ist auf der Meßdosenseite (Abb. 1 u. 3) eine Feststellvorrichtung angeordnet. Diese wirkt derart, daß entsprechend den Lagern auf der entgegengesetzten Seite hier ebenfalls zwei Lager vorhanden sind, in denen je eine Spindel mit Kegel gelagert ist. Die Gegenkegel sind in den Bügeln des



Pendelrahmens fest eingebaut. Über beide Spindeln greifen eine Links- und Rechtsmutter, die die Spindeln mit ihren Kegeln in den Gegenkegeln des Pendelrahmen hin- bzw. herschieben. Gegen ein Verdrehen der Spindeln in den Lagern sind Bolzen angebracht. An den Bügeln befindliche, mit Weichmetall ausgefütterte Ringe begrenzen die Pendelbewegung des gesamten Pendelrahmens um seine Pendelwelle. Sind die Spindeln fest angezogen, dann ruht der Pendelrahmen nicht nur auf der Seite der Gewichtswägung, sondern auch auf der der Meßdosenwägung.

Hierdurch ist das bei den vorgebauten Motorträgern befürchtete Verdrehen vermieden. Inwiefern nun zwischen dem Pendelrahmen und Motor eine Elastizität bestehen muß, darüber müssen die längeren Versuche Aufschluß geben. Die bis jetzt durchgeführten Dauerläufe von fast 200 h mit einem Motor haben diese Notwendigkeit nicht ergeben.

Jedenfalls ist das Zwischenschalten irgendwelcher elastischer Mittel ohne weiteres möglich.

Das bis hierher Geschilderte umfaßt den Motorenprüfstand, soweit er zur Bestimmung des Drehmomentes notwendig ist. Alle anderen Einrichtungen werden mehr oder weniger den jeweiligen Versuchen entsprechend angebracht.

Der in den Abb. 2 bis 4 dargestellte Prüfstand hat die nachfolgenden Einrichtungen:

1. Meßdose mit gesteuertem Kolben zur Bestimmung des Drehmomentes,
2. Drehzähler zur Bestimmung der Drehzahl,
3. Stichzähler zur genauen Bestimmung der Drehzahl und des Brennstoffverbrauchs,
4. Meßglas zur Bestimmung des Brennstoffverbrauchs,
5. Verbrauchsmeßeinrichtung für Schmieröl,
6. Kühlwasserumlaufleitung mit Wassermesser, Druckmesser und Regelschieber,
7. Meß- und Schreibgerät zum Messen der Temperatur an den verschiedensten Stellen des Motors,
8. Auspuffgerät zur Bestimmung des Kohlenoxyd- und Wasserstoffgehaltes.

Von diesen Sondereinrichtungen ist die der Bestimmung des Drehmomentes mittels gesteuerter Meßdose neu und auf Grund der Erfahrungen bei den Meßnaben aufgebaut.

Auch der Stichzähler ist in seiner Art neu, da dieser bei der Bestimmung der Verbrauchszeit des Brennstoffinhalts des Meßglases gleichzeitig die Umdrehungen des Motors zusammenzählt.

Die sonstigen Geräte sind bei den Prüfungen von Verbrennungsmotoren allgemein gebräuchlich. Gl.

Ein neues DVL-Gerät zur Überwachung von Flugmotoren.

Die nebenstehende Abb. 1 zeigt ein neues Hilfsgerät für die Überwachung von Flugmotoren. Es soll vornehmlich zur Feststellung der Betriebsdauer von Flugmotoren dienen, wobei als Maßstab nicht seine Laufzeit, sondern seine Umdrehungen benutzt werden. Die Formgebung des Gerätes ist seinem besonderen Zweck angepaßt, und es kann ohne weiteres an Stelle des Drehzählerflansches am Motor befestigt werden. Abb. 1 läßt deutlich erkennen, daß die Drehzählerwelle an dem Umdrehungszähler genau wie seither am Motor befestigt werden kann.

Abb. 2 zeigt den Aufbau des Umdrehungszählers, bei dem eine deutliche Unterteilung in einzelne Teilgruppen festzustellen ist. In dem Gehäuse *a* ist das als besondere und leicht auswechselbare Teilgruppe ausgebildete Triebwerk *b* mit Zähler *c* durch einige Schrauben befestigt. Die durchgehende Antriebswelle *d* mit dem Lager *e* bildet die dritte Baugruppe, die je nach dem Motormuster ausgebildet werden muß. Auch diese Gruppe wird mit wenigen Schrauben am Gehäuse *a* befestigt. Durch diese Art des Zusammenbaues ist es möglich, die Befestigung des Zählers am Motor durch

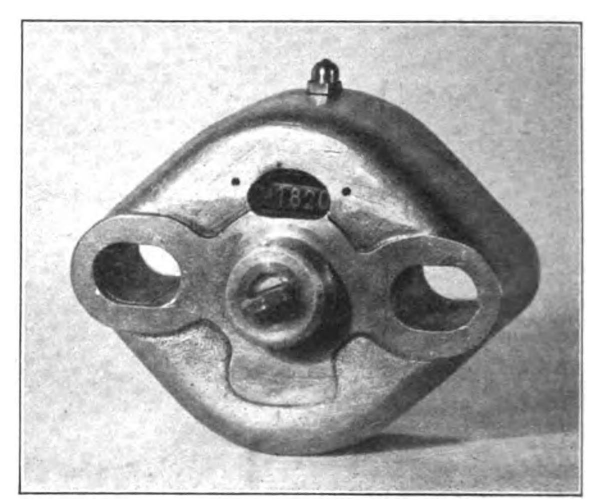


Abb. 1.

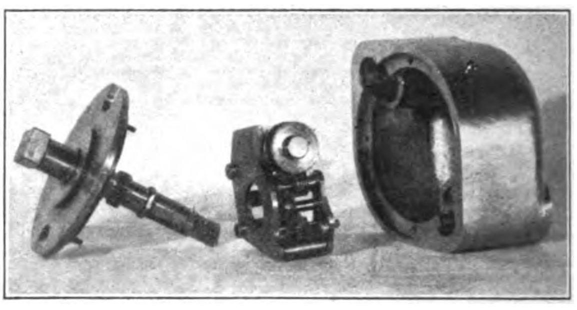


Abb. 2.

Bleisiegel zu sichern, so daß Änderungen am Zählwerk unmöglich werden.

Abb. 1 läßt ferner deutlich erkennen, wie oberhalb des Drehzähler-Anschlußgewindes ein staub- und öldicht angebrachtes Fenster die Ablesung des Zählers leicht zuläßt. Gl.

Zur Anordnung von Fallbehältern und deren Rohrleitungen in Flugzeugen.

Von W. Stieber.

57. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. E. V., Berlin-Adlershof.

Im Flugzeugbetrieb wird der Brennstoff dem Vergaser des Motors aus Vorratsbehältern zugeführt, die entweder höher oder tiefer liegen als der Spiegel des Brennstoffes im Schwimmergehäuse des Vergasers, in der Folge »Schwimmerspiegel« genannt.

Im letzteren Fall muß der Brennstoff durch besondere mechanische Vorrichtungen, wie Pumpen u. dgl., in den Vergaser befördert werden, während bei der ersten Anordnung — »Hauptfallbehälter« — das Gefälle allein genügen kann und auch meistens genügt, um dem Motor die erforderliche Brennstoffmenge zuzuführen. Die Betriebssicherheit dieser Bauweise hat dazu geführt, auch Flugzeuge, deren Vorratsbehälter tiefer liegen als der Schwimmerspiegel, mit einem, wenn auch verhältnismäßig klein bemessenen — meist für eine halbe Stunde Flugdauer genügenden — Fallbehälter auszurüsten, der im Falle des Versagens der Fördereinrichtungen dem Motor bis zum Erreichen eines geeigneten Notlandeplatzes Brennstoff zuführt.

Wird dieser Behälter erst beim Versagen der Fördereinrichtung vom Führer durch Betätigung besonderer Hähne o. dgl. mit dem Vergaser verbunden, so spricht man von einem »Notfallbehälter«.

Meistens jedoch erhält der Motor seinen Brennstoff aus einem Fallbehälter, der dauernd von tieferliegenden Hauptbehältern gespeist wird. In diesem Falle soll der Behälter als »Zwischenfallbehälter« bezeichnet werden.

Bei der Anordnung von Fallbehältern hat man sich bis jetzt damit begnügt, das Gefälle und die lichte Rohrweite so zu bemessen, daß beim Standversuch dem Vergaser ein bestimmtes Vielfaches, meist das Zweifache des Höchstverbrauches, zufließt. Zur Feststellung der zufließenden Menge wurde eine sogenannte »Durchflußprüfung« vorgenommen, bei der die aus der vom Vergaser abgeschraubten Brennstoffleitung bei normaler Betriebsstellung ausfließende Menge gemessen wurde.

Diese Art der Feststellung genügt nicht. Zunächst verursacht das Nadelventil des Schwimmers eine Drosselung, die die Durchflußmenge bedeutend herabsetzt. Es wurde zum Beispiel gemessen:

1.	Durchflußmenge vor dem Vergaser	137,0 l/h
2.	» aus » »	84,6 l/h
3.	» » » » m. Nadel	74,5 l/h

Bei 2. waren Schwimmernadel und Schwimmer entfernt; das Schwimmergehäuse wurde überschwemmt. Die Schwimmernadel selbst bildet noch eine zusätzliche Drosselung, wenn der von ihr freigegebene Querschnitt gleich oder kleiner ist als der kleinste Querschnitt des Nadelsitzes.

Bei 3. wurde daher die Prüfung mit eingesetzter Nadel durchgeführt, die so hoch stand wie im Leerzustand des Schwimmergehäuses.

Hieraus folgt, daß die Prüfungen nach 1. und 2. unzureichend sind.

Die Prüfung nach 3. ergibt den für den Verbrauch des Motors allein maßgebenden Zufluß. Die nach 1. ermittelte Durchflußmenge kann, auch wenn sie doppelt so groß wie die vom Motor verbrauchte Menge ist, diesem zu wenig Brennstoff zuführen.

Die Prüfung nach 2. kann in Sonderfällen, wenn die Prüfung nach 3. nicht durchgeführt werden kann, mit einem Abzug von 10 vH die dritte Prüfung ersetzen.

Wenn eine Prüfung nach 3. die doppelte, dem Höchstverbrauch entsprechende Durchflußmenge ergibt, so genügt die Anordnung des Fallbehälters und der Leitung, sofern es sich um einen »Notfallbehälter« handelt.

Für Zwischen- und Hauptfallbehälter ist diese Prüfung nicht ausreichend, da die Behälter nicht für den normalen Flug, sondern auch für den Start des Flugzeuges vorgesehen sind. Hierbei treten Zusatzbeschleunigungen auf, die eine Veränderung des Gefälles bewirken.

Ist in Abb. 1 der Fallbehälter B um die Strecke a hinter dem Schwimmer A mit einem Mindestgefälle h angebracht und bezeichnet:

$Q_0 = c\sqrt{h}$	die durch Versuch bestimmte stündliche Durchflußmenge im Stand,
Q_s	die beim Starten stündlich zufließende Menge,
Q_m	die vom Motor stündlich verbrauchte Menge,
P	die das Flugzeug beschleunigende Kraft,
G	das Flugzeuggewicht,
g	die Erdbeschleunigung,
b_1	die dem Flugzeug von der Kraft P erteilte Fahr- oder Flugbeschleunigung,

so tritt beim Starten folgendes ein:

Die Kraft P (Schraubenkraft-Widerstände) erteilt dem Flugzeug eine Beschleunigung

$$b_1 = g \cdot \frac{P}{G}.$$

Die Flüssigkeit setzt dieser Beschleunigung infolge ihres Beharrungsvermögens eine entgegengesetzt gerichtete, ebenso große Relativbeschleunigung $b_2 = -b_1$ entgegen.

Die Beschleunigung b_2 kommt in der Brennstoffleitung dadurch zur Wirkung, daß sie das Gefälle verkleinert. Zusammen mit der Erdbeschleunigung g bildet sie die resultierende Beschleunigung r (s. Abb. 1). Eine Rohrleitung d, die senkrecht auf r steht, hat in diesem Falle kein Gefälle (Niveaulinie). Zieht man von A aus eine Niveaulinie e parallel d, so verbleibt das Startgefälle h_s, senkrecht zur Niveaulinie gemessen.

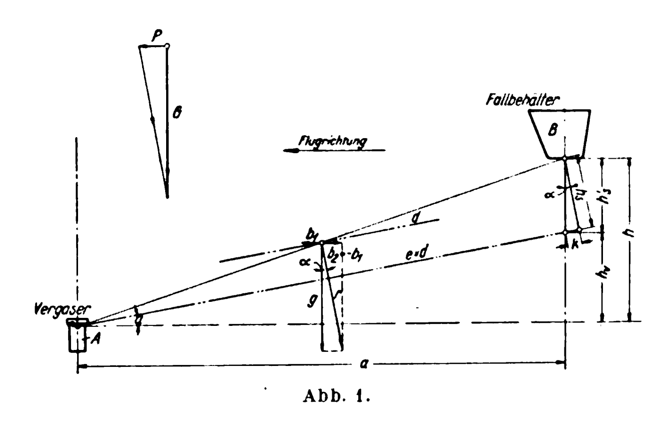


Abb. 1.

Bezeichnet man die durch die Niveaulinie e für das Gefälle h entstandenen, auf die Wagerechte bezogenen Teilgefälle mit h_v und h_s', so gilt:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{P}{G} = \frac{b_1}{g} = \frac{h_v}{a} = \frac{k}{h_s}$$

$$h_s' = h - h_v = h\left(1 - \frac{a}{h} \cdot \operatorname{tg} \alpha\right)$$

$$h_s = h_s' \cdot \cos \alpha = h_s' \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}} =$$

$$= h \cdot \frac{1 - \frac{a}{h} \cdot \operatorname{tg} \alpha}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha}} = h \cdot \delta.$$

Setzt man $\operatorname{tg} \alpha = \frac{P}{G}$, so wird

$$\delta = \frac{1 - \frac{a}{h} \cdot \frac{P}{G}}{\sqrt{1 + \frac{P^2}{G^2}}}$$

der Faktor, um den das Gefälle h in irgendeinem Augenblick der Beschleunigung verkleinert wird.

δ ist am kleinsten bei der größten vorhandenen Beschleunigung, nämlich beim Beginn des Startes. Hierbei ist die Zugkraft der Schraube am größten. Als Widerstand ist dann nur der Rollwiderstand am Boden vorhanden.

Die Durchflußmenge ist dann:

$$Q_s = c\sqrt{h_s} = c\sqrt{h \cdot \delta} = c \cdot \sqrt{h} \cdot \sqrt{\delta}$$

$$Q_s = Q_0 \cdot \sqrt{\delta}.$$

Beispiel.

Ein Flugzeug, dessen Motor beim Starten stets aussetzte, während er am Stand und im Flug einwandfrei arbeitete, wurde untersucht.

Gegeben sind:

Flugzeuggewicht:

$G_1 = 1400$ kg flugfertig mit Führer ohne Nutzlast,
$G_2 = 1815$ kg flugfertig mit Führer und Nutzlast;

Schraubenzugkraft:

$Z_1 = 650$ kg bei Vollast,
$Z_2 = 800$ kg bei Höchstlast;

Brennstoffverbrauch:

75 l/h,
$a = 2{,}08$ m,
$h = 0{,}70$ m.

Die Durchflußprüfung nach 3. ergab:

$Qz = 74{,}5$ l/h.



Nimmt man als Rollwiderstand 5 vH des Gewichtes an, so erhält man:

Fall	I	II	III
Z	650	650	800 kg
G	1400	1815	1815 ,,
P	580	560	710 ,,
P/G	0,414	0,308	0,391
a/H	2,97	2,97	2,97
δ	—0,21	0,082	—0,15

Bemerkung:

Der negative Wert von d hat hier die Bedeutung, daß das wirksame Gefälle zwischen Fallbehälter und Schwimmer negativ wird.

Ferner ist:

$\sqrt{\delta}$	— 0,46	0,287	— 0,388
Q_s	— 34,3	21,4	— 28,9 l/h

Unter Zugrundelgung des gefundenen Wertes für $Q_0 =$ 74,5 l/h, der ohnehin sogar für den Geradeausflug zu klein ist, da er keine Sicherheit enthält, ergibt sich für die Fälle I und III, daß im Augenblick des Startes Q_s negativ ist, d. h. der Brennstoff zurückfließt, während im Falle II der Zufluß so gering ist, daß der Motor nachlassen muß, bis durch die dadurch bedingte Verminderung von Z und P der Zufluß wieder steigt.

In das Versuchsflugzeug wurde daraufhin eine Zusatzdruckvorrichtung eingebaut, die das Gefälle auf 2,5 m erhöhte. Der Motor lief beim Start einwandfrei. Um einen Vergleich der Leistungen des Motors beim Start mit und ohne Zusatzdruckvorrichtung zu haben, wurden mit zwei Führern abwechselnd Startversuche gemacht und die nachstehend angegebenen Startlängen festgestellt:

Führer	Startzeit	Startlänge ohne Zusatzdruckvorrichtg.	Startlänge mit Zusatzdruckvorrichtg.	Windgeschwindigkeit	Drehzahl (abgelesen) etwa
	s	m	m	m/s	U/min
A	10,2		95	5	1300
	18,4	254		5	1230
	16,2	212		5,7	1210
B	9,7		92	3	1300
	15,5	149		4	1220
Mittelwerte	10,0		94	4	1300
	16,7	205		5	1220

Der mittlere Leistungsabfall beim Starten ohne Zusatzdruckvorrichtung betrug auf Grund der Drehzahlbestimmung etwa 20 vH,

die Zunahme des Startweges rd. 100 vH,
die Zunahme des Startzeit 67 vH.

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, daß bei Fallbehältern die einfache Durchflußprüfung nicht genügt, um für jeden Betriebsfall die notwendige Brennstoffzufuhr sicherzustellen. Die Durchflußprüfung muß einschließlich der Schwimmeranlage durchgeführt werden. Um die tatsächliche Zuflußmenge im ungünstigsten Falle zu erhalten, ist die auf diese Weise ermittelte Durchflußmenge noch mit einem Faktor $\sqrt{\delta}$, worin $\delta < 1$, zu multiplizieren, der sich aus mehreren bekannten Flugzeugwerten errechnen läßt.

Aus der Forderung, daß Q_s gleich oder größer sein muß als die verlangte Mindestmenge Q_m, ergibt sich die bei der Durchflußprüfung erforderliche Durchflußmenge zu:

$$Q_0 \geq \frac{Q_m}{\sqrt{\delta}}.$$

Auf Grund obiger Betrachtungen muß gefordert werden, daß für Haupt- und Zwischenfallbehälter die Durchflußmenge beim Standversuch $Q_0 \geq 2\,Q_m$ und die beim Starten zufließende Menge $Q_s \geq 1{,}5\,Q_m$, wenn Q_m die vom Motor stündlich verbrauchte Brennstoffmenge ist. Für Notfallbehälter genügt die Bedingung: $Q_0 = 2\,Q_m$.

Über eine Beziehung für Starrluftschiffe.

Von A. Worobjeff, Leningrad.

In vielen Fällen ist für Starrluftschiffe die Beziehung zwischen dem Rauminhalt des Körpers C und dem Rauminhalt innerhalb des Drahtnetzes + Laufgangvolumen Z von Wichtigkeit.

Allgemein wird diese Beziehung durch die verständliche Formel (s. Abb. 1)

$$C - Z = \pi \left(\int_0^L R^2\,d\,x - \int_a^{a+l} r^2\,d\,x \right),$$

wo R der Querschnittradius des ganzen Körpers und r der Querschnittradius des Umfanges Z und die ferneren Größen aus der Zeichnung leicht ersichtlich sind.

Wenn wir jedoch die Volumina, welche wir im Meridionalschnitte schraffiert bezeichnen, vernachlässigen (s. Abb. 1),

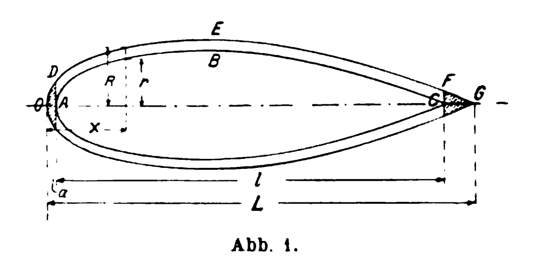


Abb. 1.

so erhalten wir

$$C = \pi \int_a^{a+l} R^2\,d\,x$$

und folglich

$$C - Z = \pi \int_a^{a+l} (R^2 - r^2)\,d\,x$$

in anderer Form

$$C - Z = \pi \int_a^{a+l} (R - r)\,(R + r)\,d\,x.$$

Wenn wir weiter $(R - r) = \text{konst} = \delta$ setzen, so ist

$$C - Z = \pi\,\delta \int_a^{a+l} (R + r)\,d\,x,$$

also

$$C - Z = \pi\,\delta \left(\int_a^{a+l} R\,d\,x + \int_a^{a+l} r\,d\,x \right),$$

da aber

$$\int_a^{a+l} r\,d\,x = \text{Fläche } A\,B\,C\,A = k$$

und

$$\int_a^{a+l} R\,d\,x = \text{Fläche } A\,D\,E\,F\,C\,A \cong \text{Fläche } O\,D\,E\,F\,G = K,$$

wo k und K die halben Flächen der Meridionalschnitte des Umfanges Z und des äußeren Umfanges des Körpers C sind. Folglich ist

$$C - Z \cong \pi\,\delta\,(K + k).$$

Praktisch wird diese Formel in vielen Fällen voll ausreichen. Sie kann noch, wie folgt umgestaltet werden.



Wir haben

$$K = \int_0^L R\,d\,x \cong \int_0^{a+l} R\,d\,x$$

und

$$k = \int_a^l r\,d\,x,$$

daher

$$K - k = \int_0^{a+l} (R - r)\,d\,x = \delta_1 \approx \delta_L.$$

Folglich

$$C - Z \approx \pi\,\delta\,(2\,k + \delta_1)$$

oder

$$C - Z \approx \pi\,\delta\,(2\,K - \delta_L).$$

Aus der ersten dieser beiden Formeln folgt

$$C \approx Z + \pi\,\delta\,(2\,k + \delta_1)$$

und aus der zweiten

$$Z \approx C - \pi\,\delta\,(2\,K - \delta_L),$$

deren Wert darin liegt, daß im ersten Falle uns nur die Größen der Umfänge Z und δ bekannt sein müssen, um C zu erhalten, und im zweiten Falle — die äußeren Dimensionen des Luftschiffes und δ um Z zu berechnen.

Nomographische Rechentafeln für Rohrberechnung.

Unter diesem Titel veröffentlichte Herr K. Rühl in Heft 3 dieses Jahrganges einen Aufsatz, in dem unter anderem mehrere Nomogramme mit Rechtwinkelablesung angegeben sind (l. c. Abb. 2, 3, 5). Erfahrungsgemäß erschwert diese Anordnung das Ablesen und gibt leicht zu Fehlern Anlaß, da manche Skalen von beiden Schenkeln des rechten Winkels geschnitten werden. Wenn nicht b e s o n d e r e Gründe gegen die Verwendung einer Zapfenlinie sprechen (s. z. B. l. c Abb. 6), ist diese Anordnung der mit Rechtwinkelablesung unbedingt vorzuziehen. Die nebenstehende Abb. 1 gibt eine Rechentafel dieser Anordnung für Stahlrohre im Tetmajerbereich. Beim Gebrauch ist darauf zu achten, daß die Ablesegerade a-a die Strecke AB schneidet, da sonst das betreffende Rohr dem Eulerbereich angehört. Das hier gegebene Nomogramm hat gegenüber dem der Abb. 2 in dem oben angeführten Aufsatz noch den weiteren Vorteil, daß unmittelbar der äußere Durchmesser D und nicht die Differenz $(D - \delta)$ als Eingangsveränderliche auftritt.

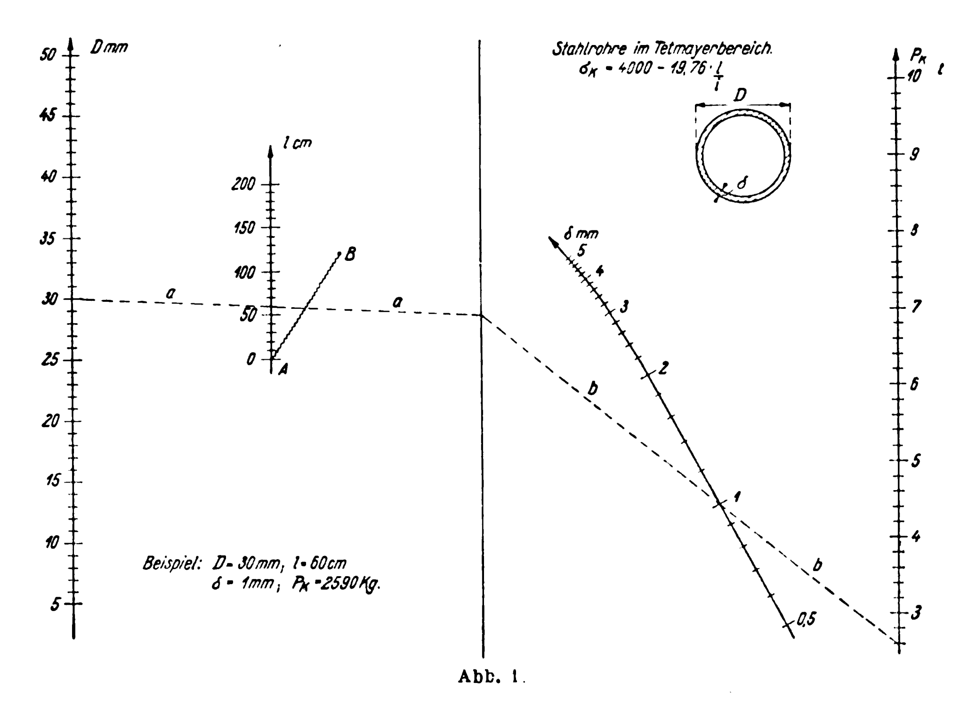


Abb. 1.

Darmstadt, Techn. Hochschule, 17. Februar 1926.

W. P r a g e r.

Buchbesprechungen.

Der eiserne Mann in der Industrie. Die soziale Bedeutung der automatischen Maschine. Von A r t u r P o u n d. Mit einem Geleitwort von Professor Dr.-Ing. e. h. C. M a t s c h o ß. Berechtigte Übertragung und Bearbeitung von I. M. W i t t e. Druck und Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1925.

Ein Zeichen der neuzeitlichen industriellen Entwicklung ist die Maschine, die sich allen entgegenstellenden Hemmungen zum Trotz in immer stärkerem Maße durchsetzt. Umfassend und für die übrige Welt erstaunlich tritt diese Entwicklungsrichtung in den Vereinigten Staaten in die Erscheinung. Ist es doch hier einem Mann, wie F o r d, gelungen, sogar die Herstellung von Automobilen in vordem nicht für möglich gehaltener Weise zu mechanisieren.

Die gesamte Vorstellungswelt der technisch denkenden Kreise ist durch diesen Vorgang in stärkstem Maße beeinflußt worden. Ein Beweis hierfür sind die zahlreichen Studienreisen nach Amerika und die vielen Berichte über das, was Amerika uns heute in der Produktion zu zeigen hat. Zweifelsohne werden deshalb viele Kreise gerade in Deutschland gern erfahren, wie sich diese ganze Entwicklung vom größeren Gesichtspunkte aus in einem aus dieser Arbeit selbst hervorgegangenen amerikanischen Kopf widerspiegelt.

Der Verfasser des vorliegenden Buches, A r t u r P o u n d, versteht es, in meisterhafter Form und in glänzender Sprache die Probleme, auf die in Amerika jeder stößt, aufzurollen und sie mit eigenen Gedanken, die sich auf Selbsterlebtes stützen, zu durchsetzen.

Selbstverständlich wird man über Manches, was in diesem Buche gesagt ist, auch eine andere Meinung haben können. Wenn das Beste aber, das man von einem Buch sagen kann, ist, daß es zum eigenen Nachdenken anregt, so trifft das hier in hohem Maße zu. K.

Rationalisierung der Selbstkosten-Ermittlung in Fabrikbetrieben. Von Dr.-Ing. R. Hamburger. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1925.

Die vorliegende Schrift gibt die Darstellung eines Abrechnungsverfahrens, das in der Praxis entstanden ist und sich seit einiger Zeit gut bewährt hat. Das Verfahren und seine Darstellung dürften von Interesse sein für alle, die mit der Ausführung von Selbstkostenrechnungen betraut sind, dann aber vor allem für Unternehmer und Finanzleute, die durch die Wahl des Selbstkostenverfahrens die Möglichkeit haben, sich eine klare und sachliche Übersicht über ihr Unternehmen zu verschaffen und darauf angewiesen sind, an Hand der Selbstkostenorganisation die Kapitaldispositionen und Betriebsüberwachung vorzunehmen. K.

Aeronautical Meteorology. Von Willis Ray Gregg. Verlag The Ronald Press Company, New York.

In zehn Kapiteln gibt Gregg eine Übersicht der wichtigsten Erscheinungen unserer Atmosphäre und der Methoden zu ihrer Erforschung. Eine kurze Instrumentenkunde führt in die Arbeitsweisen der Boden- und Höhenmeteorologie ein. Die großen Windsysteme, welche die allgemeine Zirkulation der Atmosphäre zwischen dem Äquator und den Polen vermitteln, werden angegeben. Die Gliederung unserer Atmosphäre in Tropo- und Stratosphäre und ihr mittlerer Zustand wird für den nordamerikanischen Kontinent erläutert. Speziell für die Breite von 40 Grad werden Mittelwerte des Luftdrucks, der Temperatur, des Dampfdruckes und der Dichte bis 20 km Höhe gegeben. Nach diesen allgemeinen Grundzügen der Atmosphärenkunde werden die speziellen Witterungselemente dargestellt, die für den Flieger erst eigentliches Interesse haben. Wind, Wolken und Nebel, Sichtigkeit und Gewitter stehen im Vordergrund der Behandlung, da durch sie die Luftfahrt am stärksten beeinflußt wird. Der Darstellung der einzelnen Elemente des Wetters folgt die Erläuterung der Hoch- und Tiefdruckgebiete als Träger des Wetters, die weiterhin zur Wettervorhersage überleitet. Den Schluß bildet eine Behandlung der Witterungsverhältnisse über dem Nordatlantischen Ozean und der Nordpolarregion, da diese Gebiete heute im Vordergrund der Interessen des Luftverkehrs und der Flugexpedition stehen.

Die Fülle des Stoffes hat das Buch von Gregg nur zu einer »allgemeinen« aeronautischen Meteorologie gemacht, in dem das »spezielle« Flugwetter entschieden zu kurz kommt. Alle Probleme sind zu allgemein behandelt. Über den Nordatlantik und das Polargebiet, um nur ein konkretes Beispiel anzuführen, kann sich ein Flieger nach der Darstellung kaum ausreichend orientieren. Bei der Behandlung der Hoch- und Tiefdruckgebiete und der Wettervorhersage vermißt man entschieden das Eingehen auf die modernen, gerade für die Fliegerei so wertvollen Anschauungen. Für den Meteorologen ist das Buch anregend, aber für den Flieger ist es nicht mehr als ein Leitfaden für den Unterricht, dem der Lehrer noch die ausführlichen Erläuterungen hinzufügen muß. W. Ggii.

Civil Aviation. A Report by the Joint Committee on Civil Aviation of the U. S. Department of Commerce and the American Engineering Council (Handelsluftfahrt, ein Bericht des Luftfahrtbeirates beim amerikanischen Handelsministerium und Technischen Ausschusses). Erste Ausgabe. 1926. London E. C. 4. Verlag: Mc. Graw-Hill Publishing Co., Ltd. 8°. XVII und 189 S.

Der amerikanische Technische Ausschuß hat im Oktober 1924 einen Luftfahrt-Beirat eingesetzt, der im Anschluß an das Handelsministerium die Handelsluftfahrt im Auslande studieren sollte; im Mai 1925 wurde dessen umfassender Arbeitsplan genehmigt; jetzt liegt bereits der erste Bericht in Form eines stattlichen Bandes vor, dessen Zustandekommen durch zahlreiche Spender und Mitarbeiter gefördert wurde.

Im ersten Kapitel werden unter Hinweis auf die Verhältnisse im europäischen Luftverkehr die Mängel der amerikanischen Zivilluftfahrt erörtert und durchgreifende Abhilfemaßnahmen bis zu den Einzelheiten vorgeschlagen. Der zweite Abschnitt gibt mit zahlreichen Karten und ausführlichen Angaben den Weltluftverkehr; dabei wird auf Deutschlands »Luftbarrikaden« und ihre einschneidende Bedeutung für die Ost-West-Verbindung hingewiesen (S. 41) und die Kapitalbeteiligung der Städte als für den Luftverkehr und seine Preisbildung besonders günstig bezeichnet. Die folgenden Kapitel behandeln den Luftverkehr in den Vereinigten Staaten sowie die Zuverlässigkeit und Sicherheit mit wertvollen Notlandungs- und Unfallstatistiken. Es folgen die geographischen und wirtschaftlichen Bedingungen der Luftbeförderung, die Anwendung zum Giftstreuen gegen Insekten, in der Waldwirtschaft, Landesvermessung und Reklame. Abschnitt VII behandelt ausführlich das Subventionswesen, die folgenden die Verkehrsgesetzgebung in den Vereinigten Staaten und anderen Ländern, Kapitel X die Bodenorganisation mit zahlreichen Skizzen; der nächste Abschnitt bringt Bemerkenswertes über Material und Personal; der zwölfte erörtert die Luftfahrtversicherung mit besonderer Berücksichtigung der Verhältnisse in Deutschland (S. 165 bis 166), der letzte die Fragen der Rentabilität.

Ein ausführliches Verzeichnis erleichtert die Verwendung der nachahmenswerten und lesenswürdigen Zusammenstellung. E.

„Hütte“, Taschenbuch der Stoffkunde. Herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, e. V., und Dr.-Ing. A. Stauch, unter Mitwirkung der Arbeitsgemeinschaft Deutscher Betriebsingenieure im VDI. 1926. Berlin. Verlag von Wilhelm Ernst & Sohn. Kl. 8°. XII und 1173 S. Mit 356 Textabbildungen. Preis in Leinen gebunden RM. 22,80, in Leder gebunden RM. 25,80.

Zu dem berühmten, jetzt vierbändigen Ingenieur-Taschenbuch, das seine 25. Auflage feiert, und der »Betriebshütte«, die schon zwei Auflagen erlebte, tritt nun auch eine »Stoffhütte«, ein gleich auf den ersten Wurf recht vollständig geratenes und wohlgelungenes Materialhandbuch.

Wenn man davon absieht, daß die Ballon- und Flugzeugbespannstoffe (auf S. 813) allzu kurz weggekommen sind und im ausführlichen Sachverzeichnis ganz fehlen, wird man auch vom Standpunkt des Luftfahrtechnikers in dem Werk wenig vermissen: vom Lösungsmittel Wasser bis zum Glas, von den Schleifmitteln bis zu den Sprengstoffen ist alles zu finden, und zwar nicht lediglich in Gestalt von seelenlosen Aufzählungen oder wenigsagenden Zahlentafeln. sondern in liebevoller Behandlung jedes Einzelgebietes durch einen Sonderfachmann, der Vorkommen, Gewinnung, Eigenschaften, Verwendung, Prüfung usw. auf Grund der Versuche und praktischen Erfahrungen eingehend darstellt.

Raummangel verbietet die Wiedergabe auch nur des Inhaltsverzeichnisses. Der Leser dieser Zeitschrift wird eine (vielleicht etwas zu knappe) Darstellung der Aluminiumlegierungen (auf S. 547 bis 548) begrüßen, die im neuzeitlichen Leichtbau so vielfach verwendet und nach Festigkeit, Vergütbarkeit und Leichtigkeit mehr und mehr vervollkommnet werden. Dem Stahl ist natürlich ein breiter Raum gewährt, ebenso unter den organischen Stoffen dem Holz und den Lacken, für deren Auftragung man wertvollste Fingerzeige aus der Darstellung von Hans Wolff entnehmen kann. Unter den fossilen Stoffen sind Schmiermittel auf 14 Seiten, flüssige Brennstoffe für Vergasermotoren auf S. 1077 bis 1082, sowie mit ihren Eigenschaften und Prüfverfahren auf S. 1067 bis 1071 behandelt.

Erwähnt seien die einleitenden Abschnitte: eine zusammenfassende Wiederholung der für das Verständnis der Stoffkunde notwendigen Begriffe aus der Chemie, wie auch ein Buch im Buche, die Materialprüfung (S. 72 bis 207) u. a. aus der Feder von Masing — um nur einen Namen zu nennen, vor allem aber von Rudeloff, der Festigkeits-, Härte- usw. Prüfungen bearbeitet hat. E.

Patentsammlung des „Flugsport“. 220 Seiten, ca. 700 Abbildungen. Preis brosch. RM. 6. Verlag »Flugsport«, Frankfurt a. M., Bahnhofsplatz 8.



Bestimmend für die abschließende Zusammenfassung dieser Sammlung zum 1. Band war die Einführung einer neuen Gruppeneinteilung im Patentamt. Bekanntlich werden die seit 1. Januar zur Anmeldung gelangenden Patente den neuen Klassen zugewiesen. Die noch zur Ausgabe gelangenden Patente, vor dem 1. Januar 1926 angemeldeten Patente, werden dann in Band II noch berücksichtigt.

Wenn man den vorliegenden Band I durchblättert, bekommt man erst einen Begriff von der gewaltigen, auf dem Gebiete des Flugwesens nach dem Kriege geleisteten Konstrukteur- und Erfinderarbeit.

Die vorliegende Sammlung ist nach den in den letzten 6 Jahren systematisch erfolgten Veröffentlichungen der bekannten Fachzeitschrift »Flugsport« zusammengestellt. Durch diese Zusammenfassung wird dem Konstrukteur, Erfinder und Fluginteressenten zum erstenmal ein praktisches Nachschlagewerk in die Hand gegeben, um sich schnell über die wichtigsten Patente auf dem Gebiete des Flugwesens seit 1918 unterrichten zu können. Kp.

Ford-Betrieb und Ford-Methoden. Von Paul Rieppel. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1925.

Die Ausführungen des Verfassers sind begründet in persönlichen Erfahrungen, die er in verschiedenen längeren und kürzeren Studienreisen und geschäftlichen Aufenthalten in den Vereinigten Staaten gemacht hat.

Der 1. Teil der Schrift gibt ein äußeres Bild der Fordbetriebe. Er ist ein Bilderbuch für Ingenieure, die gewohnt sind, aus Bildern und Zahlen ihre Schlüsse zu ziehen.

Im 2. Teil ist eine Skizze der sozialen und wirtschaftlichen Erscheinungen gegeben, die mit dem Namen Ford für uns verbunden zu sein pflegen. Ford wird hier als Vertreter eines Prinzips aufgefaßt. Das Wort »Ford-Methoden« soll ganz allgemein den neuen industriellen Geist Amerikas bezeichnen, der sich aus einer oft grotesken Mischung von Sozialismus und Ausländertum allmählich herauszuschälen scheint. In diesem 2. Teil war der Verfasser ebenfalls bestrebt, die Dinge lediglich so darzustellen, wie sie sind bzw. wie sie ihm erscheinen. Kp.

Segelflug-Sport. Von Alfried Gymnich. Verlag Grethlein & Co., Leipzig.

Erst wenige Jahre ist der Segelflugsport alt und doch hat er es verstanden, sich mit ungreiflicher Schnelligkeit auszudehnen und populär zu machen. In erster Linie sind es die Erfolge des Jahres 1922, die den eigentlichen Anstoß zu einem Segelflugsport gegeben haben; Wissenschaftler und Sportsleute haben gleich großen Anteil an diesen Erfolgen.

Der Zweck nun dieses Buches soll es sein, den Laien die erste Anleitung zu geben, ihn mit der Materie vertraut zu machen, ihn nicht durch wissenschaftliche oder technische Angaben abzuschrecken oder zu ermüden.

Inhaltsverzeichnis: Einleitung — Anleitung und Entwicklung — Wettbewerbe und Segelflug 1920 bis 1924 — Der Segelflug im Auslande — Der Gleit- und Segelflug — Die Steuerungsarten — Der konstruktive Aufbau des Segelflugzeuges — Die Organisation, z. B. der Luftrat, Anregungen zur Abfassung von Ausschreibungen, der Deutsche Modell- und Segelflugverband, die Ausschreibung des Rhön-Segelflug-Wettbewerbes 1924 — Rhönergebnisse — Erfahrungen — Grundsätze und Gebote. Kp.

Leichtmotorflugzeuge. Von Alfried Gymnich. Verlag Grethlein & Co., Leipzig.

Der Verfasser hat bei Herausgabe dieses Buches die Absicht gehabt, dem Fachmann ein Nachschlagewerk über die erfolgreichsten deutschen und ausländischen Leichtmotorflugzeuge zu geben.

Gleichzeitig sollte aber auch der interessierte Laie ausführlich über die Erfolge und Fortschritte auf diesem neuesten Gebiet des Flugwesens unterrichtet werden. Der Stoff wurde deshalb so allgemein verständlich wie möglich behandelt und durch maßstäbliche Systemskizzen, Zeichnungen von Einzelteilen und Photographien hinreichend ergänzt. Absichtlich wurden nur solche Flugzeuge behandelt, von denen solche Photographien bzw. Zeichnungen vorlagen, da eine Beschreibung von Flugzeugen ohne diese Unterlagen kein klares und unzweideutiges Bild gegeben haben würde.

Inhalt: Einleitende Betrachtungen — Die Entwicklung des Leichtmotorflugzeuges — Die Wettbewerbe — Leichtmotorflugzeuge — Konstruktive Betrachtungen. Kp.

Deutsche Kraftfahrzeug-Typenschau. Ausgabe 1. Luftfahrzeuge und Luftfahrzeugmotoren. Herausgegeben von C. W. Erich Meyer, Dresden. Verlag Deutsche Motorenzeitschrift, Dresden A 19.

Für die Ausgabe »Luftfahrzeuge und Luftfahrzeugmotoren« machte sich infolge lebhafter Nachfrage nach der Auflage von 1925 und infolge der schnellen Entwicklung auf dem behandelten Gebiet 1926 eine Neuauflage nötig. Zu diesem Zweck wurden die 1925 und 1926 bisher in der »Deutschen Motorzeitschrift« erschienenen Typentafeln über deutsche Flugzeuge und deutsche Flugmotoren einer genauen Durchsicht unterzogen, damit die Tafeln bei der neuen Veröffentlichung dem letzten Stand der technischen Entwicklung gerecht werden. Auch wurde die Sammlung der Tafeln noch ergänzt.

Berücksichtigt wurden hier diejenigen Luftfahrzeuge und Motoren, die zurzeit tatsächlich hergestellt werden bzw. in praktischem Gebrauch sind. Der Begriff »deutsche Flugzeuge« ist hierbei im Sinne von Flugzeugen »deutscher geistiger Herkunft« festgelegt worden. Das Heft umfaßt also auch Typentafeln über Flugzeuge deutscher Konstruktion, die mit Rücksicht auf die »Begriffsbestimmungen der Entente« zurzeit im Ausland gebaut werden müssen. Kp.

Leistungs- und Material-Kontrolle nach dem Gantt-Verfahren. Von Wallace Clark, New York. Berechtigte Übertragung ins Deutsche von I. M. Witte, Berlin. 27 Abbildungen. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1925.

Obwohl die Verfahren der wissenschaftlichen Betriebsführung, wie sie in Amerika gehandhabt werden, in Deutschland und Mitteleuropa im Mittelpunkt des Interesses stehen, haben wir bisher noch soviel wie gar nichts von dem Gantt-Verfahren gehört, und doch nimmt Gantt in den Vereinigten Staaten neben Taylor und Gilbreth eine führende Stelle ein.

Das Taylor-Verfahren beruht auf der »Zeitermittlung«. Ihm ist es Hauptzweck, festzustellen, wie lange es dauert, eine Arbeit auszuführen.

Gilbreth ging von einer Untersuchung der Bewegungen aus, die ihm zur Ermittlung des zurzeit besten Verfahrens verhelfen sollten.

Gantt dagegen schuf ein Verfahren graphischer Kontrolle, das den Betrieb zwangsläufig zur besten und höchsten Form der Betriebsleitung führen mußte. Die Wege hierzu zeigt das Verfahren fast automatisch, in der Wahl der Mittel ist es aber keineswegs an ein bestimmtes System gebunden.

Dem deutschen Betriebsleiter und dem deutschen Betriebsingenieur Kenntnis von einem Verfahren zu geben, das in der Praxis der amerikanischen Betriebsführung eine wichtige Rolle spielt und ihm gleichzeitig Anregung für die absolute Notwendigkeit und dem offensichtlichen Vorteil zwangsläufiger Kontrolle zu bieten, ist der Zweck dieses Buches. Kp.

Praktische Psychologie der Unfälle und Betriebsschäden. Von Dr. Carl Marbe. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1926.

Dieses Buch gibt nicht nur eine leicht faßliche Einführung in die Psychologie der Unfälle und Betriebsschäden und in die einschlägige, schon ziemlich umfangreiche Psychologie-Literatur, sondern es behandelt vor allem ganz neue Gesichtspunkte und Tatsachen, welche eine unmittelbare Verwertung im Versicherungswesen bei den Verkehrsanstalten und in der Industrie zulassen. Kp.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [08] und laufende Nummer [01 usw.].)

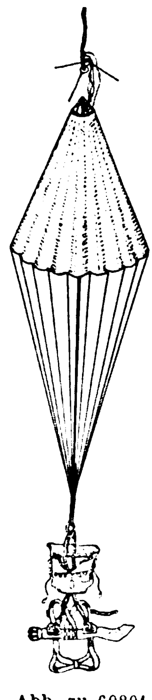


Abb. zu 60801. Heinecke-Fallschirm.

Fallschirme. Der Heinecke-Fallschirm, s. Abb., von Schroeder & Co., G. m. b. H., Berlin, hergestellt, besteht aus einer zusammengesetzten Schirmhülle, an deren Ende Fangleinen angreifen, einer Mittel- oder Regulierleine, einem Haltetau mit Gürtel, an dem Arm- und Beinschlingen angreifen, einer Verbindungs- oder Aufziehleine zwischen Flugzeug und Fallschirm, den Abreißschnüren als Bindegliedern zwischen Aufziehleine und Fallschirm, der am Flieger befestigt und als Sitzkissen ausgebildet ist und mit zwei mit der Aufziehleine verbundenen Verschlußdrähten zusammengehalten wird.

Beim Absprung zieht die Aufziehleine die Verschlußdrähte aus den Verschlußösen und danach den Schirm aus der Verpackung; dann zerreißen die Abreißschnüre und trennen Fallschirm nebst Verpackungssack von Flugzeug und Aufziehleine. Die Mittelleine erlaubt durch Anziehen eine Verformung der Fallschirmhülle und somit eine Regelung der Fallgeschwindigkeit.

Umfang am unteren Schirmrand	20	m
also beschattete Schirmfläche .	32	m²
gesamte Schirmfläche	40	m²
Gewicht mit Verpackung . . .	6	kg
Entfaltungsdauer	2,5	s
Sinkgeschwindigkeit, geöffnet . .	4,0	m/s

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 60801.

Flugzeugbau. Gewichtzerlegung des Flugzeuges. (Weitere Bezeichnungen vgl. 52408.)

Rüstgewicht:

Das Klargewicht (6) abzüglich der Besatzung (13), also das Gewicht, das im Betrieb einwandfrei festzustellen ist.

Zufüllung:

Die Freilast (7) einschließlich Besatzung (13), die das Rüstgewicht zum Fluggewicht ergänzt.

— Sonderbericht. *H., E.* 60802.

Flugzeuge. Hanriot-Anderthalbdecker-Flugboot, Muster H. 38, s. Abbildung.

Rumpf als Boot ausgebildet, mit scharfem Löffelbug, einer Stufe, Spanten in Wellenbinderform. Oberseite gerade durchlaufend, im Bug Sitz mit MG für Beobachter, vor Tragdeckvorderkante Führerraum mit zwei nebeneinander liegenden Sitzen und Doppelsteuerung, ziemlich weit hinten Sitz für MG-Schützen. Holzbauweise aus Mittel- und Seitenkielen, wasserdichten Schotten, Querspanten, Längsbalken und Gitter-Kielschweinen. Der Boden ist dreifach, die Seitenwände bis zur Wasserlinie doppelt mit Sperrholz beplankt. Die Stufe liegt 4,05 m hinter dem Vor-, 5,70 m vor dem Hintersteven.

Triebwerk: je ein Motor seitlich vom Rumpf in besonderen Gondeln, die im Oberdeckmittelteil eingebaut sind; mit dem Rumpf und dem Knotenpunkt des Außenstielpaars am Unterflügel sind sie durch schräge Stielpaare verbunden. Stirnkühler; Brennstoffversorgung durch A. M.-Pumpen.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, rechteckig mit abgerundeten Ecken an der Stirnseite, gleichbleibender, dicker Flügelschnitt über ganze Breite. Mittelteil mit den Motorgondeln mit Rumpf durch Streben verbunden. Unterflügel geringerer Abmessung in leichter

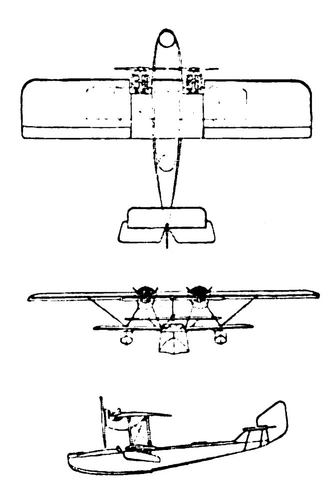


Abb. zu 60803. Hanriot-Anderthalbdecker-Flugboot.

V-Stellung seitlich Rumpfoberkanten angesetzt; keine Staffelung. Oberdeckaufbau aus zwei rechteckigen Stahlholmen mit Erleichterungslöchern aus Stahlrohr-Druckstielen, die über Hinterholm hinausreichen und an deren Enden die Querruder auf Rollen gelagert sind, aus Holzrippen mit Stahlbeschlägen, doppelter Innenverspannung und Stoffbespannung. Unterflügel ebenso, nur dient als Hinterholm ein Stahlrohr. Ein Stielpaar mit einer verstellbaren Strebe läuft vom Angriffspunkt am Unterflügel schräg nach außen zu den Enden der Oberflügel, unter dem Angriffspunkt kleiner Seitenschwimmer. Lange, schmale Querruder nur am Oberflügel.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges entlastetes Höhenruder und entlastetes Seitenruder aus Stahlrohren mit Stoffbespannung; Kielflosse aus Holz.

Spannweite oben		14,0	m
» unten		7,75	m
Länge		10,75	m
Höhe		3,5	m
Flügeltiefe oben		2,85	m
» unten		2,50	m
Flügelfläche		50	m²
Motor: Hispano-Suiza		2 × 180	PS
Leergewicht		1,56	t
Brennstoff . . .	0,32 t		
Ladung	0,50 t		
daher Zuladung . .	0,82 t	0,82	t
also Fluggewicht		2,38	t
Flächenbelastung		47,5	kg/m²
Leistungsbelastung		6,6	kg/PS
Flächenleistung		7,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		160	km/h
Gipfelhöhe		4,5	km

— *J. Serryer*, L'Hydravion Hanriot H. 38; Les Ailes 16 Nr. 249 vom 25. März 1926. (3 Sp., 3 Risse, Zahlenangaben). *H.* 60803.

Flugzeuge. Short-Mussel-See-Schul-TD (s. Abb. 1, 2), Muster S. 7, von Short Brothers, Rochester, gebaut.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide, zwei hintereinanderliegende Sitze, zweiteilig, Hinterende unmittelbar hinter zweitem Sitz ansetzend. Gesamtmetallbau mit

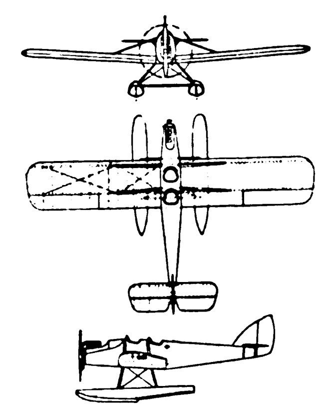


Abb. zu 60804. Short-Mussel-See-Schul-TD.

Duraluminblech als tragende Haut, versteift durch gewöhnliche Duralumin-Winkel-Querspanten und in größeren Abständen durch kastenförmige Rahmenspanten, diese sind auch an besonderen Stellen, wie Flügel- und Fahrgestellansatz, eingebaut.

Triebwerk im Vorderteil, im ganzen viermal mittels Bolzen, die durch Splinte gesichert, in einem vorderen und hinteren Rahmenspant gelagert; Brandschott zwischen Motor und Rumpf, in dessen Oberteil Fallbenzintank.

Tragdecks halbfreitragend, beiderseits Rumpfunterseite in geringer V-Stellung angesetzt, im ersten Drittel des Vor- und Hinterholms greifen zwei Streben an, die zur Rumpfoberseite laufen. Holme aus gewellten Duraluminstreifen zusammengebaut, die teilweise örtlich durch Doppelungen verstärkt sind. Gitterrippen aus Holz, das aber in späteren Bauten durch Duralumin ersetzt werden soll. Duralumin-Druckstreben, Draht-Innenverspannung, Stoffbespannung.

Leitwerk: große dreieckige Kielflosse; Höhenflosse auf Rumpfoberseite aufgesetzt, gegen Unterseite durch zwei Streben abgestützt; zweiteiliges unausgeglichenes Höhenruder, unausgeglichenes Seitenruder.

Schwimmer: zwei, einstufig, mit gewölbter Oberseite, V-Spantform, scharfem Löffelbug und scharfer, senkrechter Schneide am Achterende. Jeder Schwimmer ist durch zwei Stahlrohr-Streben am Angriffspunkt der Flügelholme mit Rumpf verbunden, unter sich sind sie durch zwei Stahlrohre abgesteift.

Fahrgestell: An Stelle des Schwimmergestelles kann V-förmiges Fahrgestell angeschlossen werden.

Spannweite		11,0	m
Länge		7,60	m
Flügelschnitt		R. A. F. 32	
Flügelfläche		18,6	m²
davon Querruder		2,8	m²
Höhenflosse		1,9	m²
Höhenruder		1,4	m²
Kielflosse		0,6	m²
Seitenruder		0,8	m²
Motor: Cirrus		65	PS
Leergewicht		0,41	t
Besatzung	145 kg		
Ausrüstung	7 kg		
Brennstoff	45 kg		
Schmierstoff	6 kg		
Gepäck	14 kg		
daher Zuladung	217 kg	0,22	t
also Fluggewicht		0,63	t
Flächenbelastung		33,8	kg/m²
Leistungsbelastung		9,7	kg/PS
Flächenleistung		3,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		132	km/h
Betriebsgeschwindigkeit		105	km/h
Landegeschwindigkeit		71	km/h
Flugweite		420	km
Flugdauer		4	h.

— The Short S. 7 »Mussel«; Flight **18**, Nr. 10 vom 11. März 1926, S. 141 bis 145 (4 Sp., 3 Lichtb., 3 Risse, 10 Skizzen, Zahlenang.); The Aeroplane **30**, Nr. 10 vom 10. März 1926, S. 266 bis 267 (2 Sp., 3 Risse, 4 Skizzen, Zahlenang.). *H.* 60804.

Flugzeuge. Caproni-Bomben-oder Verkehrs-DD, Muster 73 oder 73bis.

Rumpf bootsähnlich, mit abgerundeter Nase, hinten senkrechte Schneide. In der Rumpfspitze Beobachtersitz, dahinter Führersitz mit zwei nebeneinanderliegenden Plätzen, weiter hinter MG-Schützenstand, zu dem man während des Fluges durch einen Gang gelangen kann; bei Verwendung als Verkehrsflugzeug statt dessen zwei Sitzplatzreihen mit zwischenliegendem Gang für 10 Fluggäste.

Triebwerk in besonderer Gondel über Rumpfmitte zwischen Rumpfoberseite und Oberdeck. Zwei hintereinanderliegende Motoren mit Zug- bzw. Druckschraube, zwischen ihnen Öltank. Hauptbrennstofftank im Rumpf, kleine Falltanks im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend; Unterflügel mit sehr viel größeren Abmessungen in V-Stellung an Rumpfoberkanten angesetzt. Oberdeckmittelteil durch zwei senkrechte und zwei schräge Stielpaare mit Rumpf und Unterflügeln verbunden; an den Flügelenden schräg nach innen geneigtes Stielpaar. Große Querruder nur an den Unterflügeln.

Leitwerk: große Kielflosse, entlastetes Seitenruder, zwei übereinanderliegende, zweiteilige Höhenruder, gewöhnliche Höhenflosse.

Fahrgestell: die Räder sind unter dem Angriffspunkt des senkrechten Stielpaares am Unterflügel angeordnet und gegen den Rumpf verstrebt; keine durchlaufende Achse.

Spannweite		25,00	m
Länge		15,10	m
Flügelfläche		143	m²
Motoren: Lorraine-Dietrich		2 × 450	PS
Leergewicht		3,30	t
Brennstoff	0,80 t		
Ladung	1,10 t		
daher Zuladung	1,90 t	1,90	t
also Fluggewicht		5,20	t
Flächenbelastung		36,4	kg/m²
Leistungsbelastung		5,8	kg/PS
Flächenleistung		6,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		180	km/h
Mindestgeschwindigkeit		71	km/h
steigt auf 4 km in		60	min
Gipfelhöhe		5	km
Flugdauer		3,5	h

— *E. P.*, Un Bi-Moteur Caproni civil et militaire; Les Ailes **16**, Nr. 249 vom 25. März 1926 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60805.

Flugzeuge. Alexander-Eaglerock-DD, das zweite von der Alexander Industrie of Denver, Col. gebaute Flugzeug.

Rumpf rechteckig mit abgerundeten Kanten, hinten senkrechte Schneide; zwei hintereinanderliegende Sitze.

Triebwerk mit Zugschraube, gut stromlinig verkleidet, im Vorderteil.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend; Unterflügel größer, beiderseits Rumpfunterkanten angesetzt; je ein seitliches N-Stielpaar; Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, ausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Spannweite oben		11,0	m
» unten		11,6	m
Länge		7,4	m
Höhe		2,8	m
Flügelschnitt		Clark Y	
Flügelfläche		33,4	m²
Motor: Curtiss OX 5		90	PS
Leergewicht		0,50	t
Öl, Wasser	36 kg		
Führer, 2 Fluggäste, Brennstoff	350 kg		
daher Zuladung	386 kg	0,39	t
also Fluggewicht		0,89	t
Flächenbelastung		26,6	kg/m²
Leistungsbelastung		9,9	kg/PS
Flächenleistung		2,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		140	km/h
Landegeschwindigkeit		61	km/h
steigt auf 0,183 km in		1	min
Gipfelhöhe		3,4	km
Lastvielfaches		7	

— The New Alexander Eaglerock; Aviation **20**, Nr. 10 vom 8. März 1926, S. 339 (1½ Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60806.

Flugzeuge. Focke-Wulf-Verkehrs-HD, Muster A 16d, von der Focke-Wulf-Flugzeugbau A.-G. als Fortentwicklung ihres Musters A 16a, mit kleinen, aber wichtigen strömungstechnischen Verbesserungen gebaut, s. Abb. Gesamtaufbau wie bei A 16a (vgl. 50812).



Abb. zu 60807. Focke-Wulf-Kleinverkehrsflugzeug.

Die Zuladung besteht aus dem Betriebsstoff für 4 Flugstunden, einem Führer und drei Fluggästen. Motor: 120 PS-Mercedes.

Probeflüge ergaben:

Steigfähigkeit in Bodennähe	3,3	m/s
steigt auf 1 km in	6	min
» » 2 km in	14	min
» » 3 km in	25	min
Gipfelhöhe	3,8	km
Gleitzahl	1/14	

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 60807.

Flugzeuge. Dornier-Sanitätsflugzeug, ein gewöhnlicher Dornier-Komet III-HD mit Landfahrgestell oder Doppelschwimmeranordnung.

Im Fluggastraum sind eine stehende und eine hängende Bahre für Schwerkranke, eine Sitzbank für vier Leichtkranke, die im Notfall zu einer Liegestatt umgewandelt werden kann, und ein Wärtersitz eingebaut. Seitlich ist eine große, nach oben aufklappbare Öffnung angebracht, durch die die Tragbahren hereingereicht werden können; auf der anderen Seite ist eine Einsteigtür.

Das Flugzeug kann für gewöhnlich als Postflugzeug geflogen werden, da die Sanitätseinrichtung schnell ein- und ausgebaut werden kann, an ihrer Stelle können auch leichte Sitze für Reisende eingebaut werden, so daß das Flugzeug auch im Luftverkehr Verwendung finden kann und so eine wirtschaftlichere Ausnutzung gewährleistet ist.

— Das Dornier-Sanitätsflugzeug; Luftfahrt **30**, Nr. 6 vom 20. März 1926, S. 89 (2 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 60808.

Flugzeuge. Heinkel-Post-DD, Muster D. H. 27, besonders für den Nachtverkehr von der Svenska Aero A. B. gebaut; er ist im amerikanischen Nacht-Luftpostverkehr unter dem Namen Night-Hawk (Nachteule) bekannt.

Rumpf rechteckig, mit gewölbter Oberseite, hinten senkrechte Schneide; hinter dem Brandschott großer Postraum mit seitlicher Tür und verdeckbarem Notsitz, dahinter geräumiger Führersitz, hinter dem noch ein kleiner Raum für Briefpost gelegen ist. Holzbauart aus vier Holmen, Querspanten und Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil mit Stahlrohren an vier Punkten am Brandschott aufgehängt, leicht ausbaubar, mit Aluminiumblech bekleidet. Stirnkühler. Zwei Falltanks in den Oberflügeln.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig; Unterflügel in geringer V-Stellung an den Rumpfunterkanten angesetzt. Staffelung so, daß Vorderholm der Unterflügel senkrecht unter Hinterholm der Oberflügel liegt. Gleicher Flügelschnitt über alle Flügel. Spannturm aus zwei kurzen, oben zusammenlaufenden N-Stielen; nahe den Flügelenden N-Stiel. Zwei Kastenholme aus Spruce-Gurten mit Sperrholzstegen; Schubspannungen werden von Sperrholzbeplankung auf der Druckseite zwischen den Holmen aufgenommen. Stoffbespannung. Querruder nur an Oberflügeln.

Leitwerk mit entlasteten Rudern, verstellbarer Höhenflosse und fester Kielflosse; letztere ist aus Holz und sperrholzbeplankt, die Höhenflosse aus Stahlrohren mit Stoffbespannung.

Fahrgestell V-förmig, gegen Rumpfmitte abgestützt, keine durchlaufende Achse.

Spannweite		13,6	m
Länge		9,2	m
Höhe		3,6	m
Flügelfläche		51,6	m²
Motor: Liberty		400	PS
Leergewicht		1,28	t
Betriebsstoff und Führer	0,48 t		
Nutzlast	0,57 t		
daher Zuladung	1,05 t	1,05	t
also Fluggewicht		2,33	t
Flächenbelastung		45,4	kg/m²
Leistungsbelastung		5,8	kg/PS
Flächenleistung		7,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		190	km/h
Landegeschwindigkeit		81	km/h
steigt auf 1 km in		4	min
steigt auf 2 km in		9	min
steigt auf 3 km in		16	min
Gipfelhöhe		6,5	km
Flugweite		800	km

— Heinkel H. D. 27-Postflugzeug; JFW **8**, Nr. 6 vom 18. März 1926, S. 127 bis 128 (2 Sp., 4 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 60809.

Flugzeugteile. Beardmore-Fahrgestell. Zwei ineinander leicht verschiebbare, weite Stahlrohre sind gelenkig, aber nicht kugelig, mit der Radachse und dem Rumpf verbunden; dabei können oben und unten vertauscht werden. Das Außenrohr ist mit einem viel dünneren inneren Rohr verbunden, das am freien Ende ein keilartiges Kopfstück trägt, von dem sowohl zwei nebeneinanderliegende Druckstangen, als auch zwei sich nach außen drückende Bremsbacken betätigt werden; dieser Teil des Innenrohres liegt schon im inneren Außenrohr, das an gleicher Stelle einen Bremsbelag trägt. Die Druckstangen gehen zu einem Kolben, der von doppelten Schraubenfedern im Innern des Außenrohrs getragen wird.

Der Stoß wird so wechselweise durch die Feder und die Reibflächen aufgenommen; gegen plötzliche Entlastung



ist eine schwache Feder oberhalb des Keilstückes eingebaut. Die Wirkung der Bremse wächst linear mit der Belastung aber steiler als die Federwirkung, so daß Gewicht gespart werden kann. Gesamtgewicht des Fahrgestelles beträgt etwa 4 vH des Fluggewichtes.

Verwendet werden runde Federn, die bessere Torsionsfestigkeit besitzen als quadratische, bei denen die Spannungsverteilung an den scharfen Kanten leichter Brüche hervorrufen kann.

— An interesting undercarriage »leg«; Flight 18, Nr. 8 vom 25. Februar 1926, Beilage: The Aircraft Engineer, S. 110f bis 110h (4 Sp., 1 Lichtb., 1 Schaub., 1 Einzelzeichnung). *H.*, *E.* 60810.

Flugzeugteile. Abbremsvorrichtungen werden bei den verschiedenen Flotten an Deck von Flugzeugmutterschiffen benutzt, auf Flugplätzen sind sie bislang nicht angewandt worden; man hat nur versucht mit Hilfe von Spaltflügeln, Verstellschrauben und Luftbremsen die Landegeschwindigkeit zu verringern.

Eine auf Flugplätzen verwendbare Abbremsanordnung besteht aus einem quer zur Flugrichtung, etwa in 0,15 bis 0,30 m Höhe über der Auslaufstrecke verlegten Drahtseil, dessen Enden zu einer Schleife geschlossen sind. Die Schleife ist mit zwischengeschaltetem Gummiseil an einer Seiltrommel mit Bremse befestigt. Am Flugzeug ist eine Auffangvorrichtung angebracht, die in zwei verschiedenen Arten ausgeführt worden ist. Einmal besteht sie aus einer langen, auf der Fahrgestellachse gelagerten Stange, die mittels Haltdrahtes schräg nach hinten unten eingestellt werden kann. Am Hinterende trägt diese Stange einen Fanghaken, der an einem vom Schwerpunkt nach hinten durch das Rumpfende geführten Seil befestigt ist. Im Augenblick des Auffangens löst sich der Haken von der Stange, an der er mittels eines besonderen Schlosses gehalten war, und der Bremszug durch das Seil geht hinter dem Schwerpunkt vorbei, so daß kein Kippen eintreten kann. Bei der neueren Ausführung ist der Haken fest mit der Stange verbunden, diese aber an einem Punkt zwischen Fahrgestell und Schwanz am Rumpf angelenkt, so daß auch hierbei kein Kippmoment auftreten kann.

Die Abbremsung erfolgt durch Abrollen des Seiles auf der Bremstrommel. Zum richtigen Ansteuern diente bei Versuchen eine weit genug vor dem Fangseil angebrachte Höhenpeileinrichtung.

Versuchsflüge mit einem zum Landflugzeug umgebauten Aeromarine 39-B-See-DD ergaben einen Auslauf von 40 m ohne, von 34 m mit Bremse; dabei hatte das Flugzeug im Augenblick des Auffangens eine Geschwindigkeit von rd. 80 km/h.

— *H. C. Prott*, Experiments with an Airplane Arrester; Aviation **20**, Nr. 10 vom 8. März 1926, S. 328 bis 330 (6 Sp., 3 Lichtb.). *H.*, *E.* 60811.

Material. Die Zähigkeit der Stähle bei hohen Temperaturen haben J. Cournot und K. Sasagawa durch Versuche mit einem heizbaren Zugdehnungsmesser (»Viskometer«) bestimmt, bei dem durch eine Entlastungseinrichtung die Spannung trotz der Querschnittsverminderung nicht erhöht wurde.

Die Dehnungs-Zeitkurven ergeben verschiedenes Verhalten der untersuchten Stahllegierungen. Die weichen Stähle erreichten die Zähigkeitsgrenze (Zeit-Dehnungskurve wagrecht) bei viel geringeren Belastungen und Temperaturen als z. B. eine Eisen-Nickel-Chrom-Legierung.

Ein Vergleich mit der Bruchfestigkeit zeigt, daß diese viel höher liegt als die Viskositätsgrenze; z. B. bei der Eisen-Nickel-Chrom-Legierung bei 42 kg/mm² gegen 17 kg/mm²; ein Beweis, wie wichtig bei hohen Temperaturen die Beachtung der Viskositätsgrenze ist.

— *N. Czakó*, Viskosität der Stähle bei hohen Temperaturen, unter dem Schmelzpunkt; Auto-Technik **15**, Nr. 6 vom 21. März 1926, S. 13 bis 15 (5 Sp., 4 Schaub., 2 Skizzen). *H.*, *E.* 60812.

Motorenbau. Heeman-Fell-Luftbremse, von der Heeman und Froude Ltd., Worcester, England, zum Abbremsen von luft- und wassergekühlten Motoren gebaut.

Der abzubremsende Motor ist auf einer um die Schraubenwellenachse drehbar gelagerten Wage aufgehängt; die Drehkräfte werden mit beweglichen Gewichten und Federn gemessen.

Vor dem Motor, mit der Schraubenwelle durch Gelenkwelle gekuppelt, ist ein Ventilator als Bremse angeordnet, der von einem Gehäuse umgeben ist.

Um dieses Gebläse ist auf der Vorderseite ein Schieberohr angebracht, durch das die Luft axial angesaugt wird; am Hinterende trägt es einen düsenförmig geformten breiten Flansch, der im Gehäuse liegt. Das ganze Rohr kann mittels Schraubenspindeln und Kettenübertragung vom Prüfstand aus parallel zur Achse bewegt werden. Auf der Rückseite des Gehäuses ist an den Ventilator anschließend ein gleicher Flansch fest mit dem Gehäuse verbunden, so daß ein Düsenquerschnitt mit radialer Erweiterung entsteht. Die Luft tritt dann nach abermaliger Energieumwandlung mit großer Geschwindigkeit durch eine axial gerichtete Austrittsöffnung auf die Kühlflächen des Motors.

Durch Verstellen des Schieberohres kann die Bremswirkung geregelt werden; bei ganz geschlossenem Luftaustritt ist sie am geringsten. Zur Vermeidung von Wirbeln und ihrer Einwirkung auf das Drehmoment sind im Gehäuse Windrichter angebracht. Bei wassergekühlten Motoren ist ein Rückkühlturm angeordnet, bei dem das heiße Wasser von oben nach unten, die Luft umgekehrt strömt. Die Kühlluft wird vom Gebläse geliefert, das Wasser von einer vom Motor getriebenen Pumpe in Umlauf gesetzt.

— Sonderbericht nach einer Werbeschrift von Heman und Froude, Worcester. *H.* 60813.

Motoren. Der amerikanische Bill-Motor setzt die Energie unmittelbar in drehende Bewegung um. Er besteht aus drei übereinanderliegenden Zylindern mit seitlich angebrachten Schlitzen. Im oberen und unteren Zylinder rotiert exzentrisch zur Zylinderachse eine dicke Welle mit zwei entgegengesetzt liegenden, sich federnd gegen die Wände drückenden Schneiden. Sie sind so gelegen, daß im Zusammenhang mit den Schlitzen im Oberzylinder ein Ansaugen und Verdichten, im Unterzylinder ein Expandieren und Ausstoßen stattfindet. Vom Oberzylinder gelangen die verdichteten Gase in den Mittelzylinder mit im Mittelpunkt liegender Steuerwelle mit Schneiden, in dem gezündet wird, wenn das Gemisch durch die Schlitze mit dem Unterzylinder in Verbindung steht.

Der an sich einfache Aufbau des Motors dürfte in seiner Verwirklichung große Schwierigkeiten bieten, da bei den Wärmespannungen zwischen den Zylindern, den schwierigen Dichtungsflächen an den Schneidekanten usw., abgesehen von dem Leistungsverlust, ein Dauerbetrieb fast ausgeschlossen erscheint.

— *F. Goßlau*, Der amerikanische Bill-Motor; JFW 8, Nr. 6 vom 18. März 1926, S. 132 bis 133 (2 Sp., 1 Lichtb.). *H.* 60814.

Motoren. 225 h-Lauf des neuen Bristol-Jupiter-Motors.

Das neue Jupiter-Muster war in einen Bristol-Bloodhound-DD eingebaut, mit dem unter amtlicher Überwachung eine Gesamtflugstrecke von 40000 km zurückgelegt wurde, ohne daß irgendwelche Änderungen am Motor nötig waren.

Die Prüfung ergab, daß die Motorteile nach dem 225 h-Lauf teilweise keine, teilweise ganz geringe Abnutzungen zeigten, lediglich ein Auslaßventil und eine Ventilfeder mußten ersetzt werden. Die Motorleistung zu Beginn der Prüfung war 452 PS gegen 440 PS bei Beendigung. Durchschnittsbrennstoffverbrauch belief sich auf 94 l/h, der Durchschnittsölverbrauch auf 2,1 l/h.



Gegenüber dem alten V-Muster zeigt das neue eine Verringerung der Stirnfläche um 12 vH, eine Leistungsvergrößerung um 50 PS und eine Gewichtsersparnis von 36 kg. Nähere Angaben dürfen nicht veröffentlicht werden.
— Bristol »Jupiter« Endurance Test; Flight 18, Nr. 11 vom 18. März 1926, S. 163 bis 164 (4 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 60815.

Motoren. 100 h-Lauf des Bristol-Cherub III, vgl. 52420, nach Vorschriften des britischen Luftministeriums.

h	min	Anordnung	Leistung PS	Drehzahl U/min
1	30	Bremse	Leistungskurve (1)	
40		Bremse	30	2900
50		Normalluftschraube	30	2900
9		Bremse	30	2900
1		Bremse	30	2900
1		Bremse	33,4	3350
—	10	Bremse		890
1		Bremse	37,4	3200
1	30	Bremse	Leistungskurve (2)	

Der Motor überstand den 100 h-Lauf ohne jegliche Störung. Die Abnutzung der am meisten beanspruchten Stellen war unbeträchtlich.

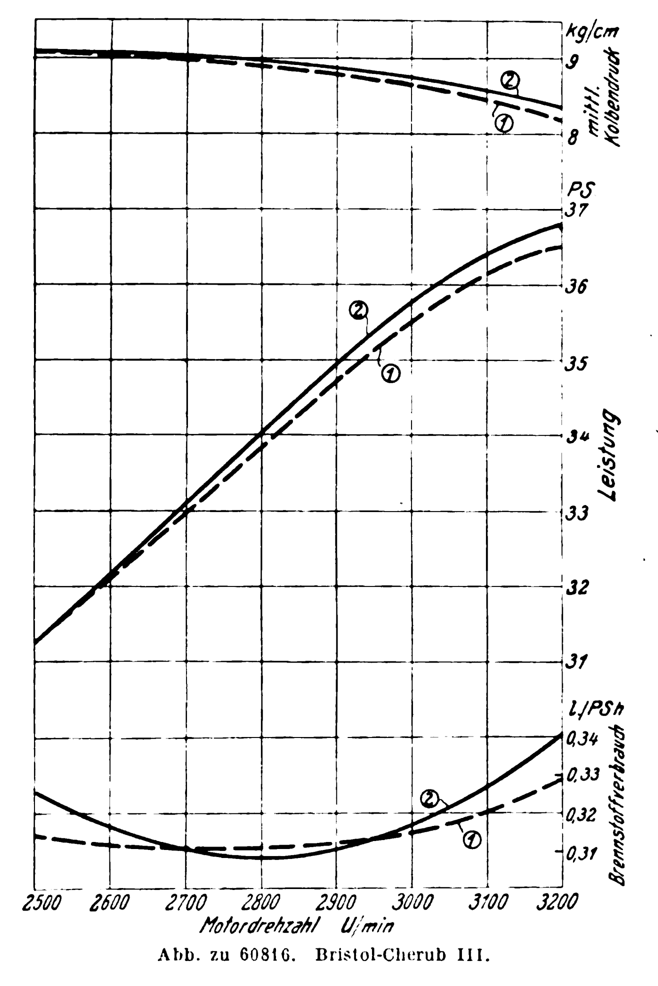


Abb. zu 60816. Bristol-Cherub III.

Anfangs- und Endkurven der mittleren Kolbendrücke, der Leistung und des Brennstoffverbrauches s. Abb.
— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *Sp., H.* 60816.

Motoren. Luftgekühlter 20 PS-Meteormotor, Muster 72, entworfen von J. F. Irwin, gebaut von der Irwin Aircraft Company.

Er besteht aus vier, als liegendes Kreuz um ein Kurbelgehäuse angeordneten, innen und außen bearbeiteten Graugußzylindern, auf die nach besonderem Verfahren Kupfer-Kühlrippen aufgeschweißt sind.

Das Gehäuse aus einer siliziumhaltigen Aluminiumlegierung, an das vier Pratzen zur Befestigung auf Längsholmen angegossen sind, ist vorne und hinten von zwei runden Deckeln geschlossen. Die besonderen, hohlen Verbindungsbolzen sind in Stahlfuttern gelagert.

Die Kolben mit drei Kolbenringen sind aus Grauguß.

Die Kurbelwelle aus Chrom-Vanadium-Stahl ist aus einem Stück gearbeitet.

Große Ventile mit Stahltellern und Bronzeschäften.

Zenit-Vergaser.

Boschzündung.

Zylinderanzahl	4	
Zylinderinhalt	1,180	l
Leistung	20	PS
Drehzahl	2000	U/min
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,29	l/PSh
Einheitsölverbrauch	0,03	l/PSh

— The Meteormotor Engine; Aviation 20, Nr. 9 vom 1. März 1926, S. 296 (2 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizze). *H.* 60817.

Motoren. Luftgekühlter 35 PS-Blackburne-Motor, Muster »Thruch«, von der Burney and Blackburne Ltd. als Vervollkommnung des gleichnamigen, 1924 gebauten Motors gebaut.

Drei Stahlzylinder mit aufgeschraubten gußeisernen, längsgerippten Köpfen sind sternförmig um das runde Kurbelgehäuse angeordnet. Dieses ist aus Aluminiumguß hergestellt, zweiteilig, mit senkrechter Quertrennfuge.

Der Vorderteil ist zugespitzt, innen stark verrippt, trägt ein Rollen-Traglager und das Rollen-Drucklager. Im Hinterteil liegen, vom eigentlichen Kurbelraum durch eine Wand mit Kurbelwellengleitlager in der Mitte, getrennt, die Zahnradantriebe der Ventile, Magneten, Pumpen usw. Dieser Raum ist durch einen Deckel mit den entsprechenden Lagern für die Zahnradzapfen nach hinten abgeschlossen.

Die Kurbelwelle ist hohl und zweiteilig.

Die Pleuelstangen greifen getrennt und nebeneinander auf der Kurbel an, sie sind hier kugelgelagert.

Gewöhnliche Aluminiumkolben.

Die im Zylinderkopf hängenden Ventile werden von sich kreuzenden Stoßstangen betätigt.

Claudel-Hobson-Vergaser, Muster M.B.P.

Als Stromerzeuger dient ein B.T.M.-Magnet, der an jeden Zylinder zwei gegenüberliegende Kerzen zündet.

Unter dem Gehäuse ist ein außen verrippter Ölkühler angehängt mit Filtern am Ein- und Austritt.

Der Motor wird mit 6 Bolzen, die am Hinterende des Gehäuses angreifen, am Flugzeug befestigt.

Bohrung	81	mm
Hub	96,8	mm
Zylinderanzahl	3	
Hubraum	1,494	l
Betriebsleistung	35	PS
Betriebsdrehzahl	2500	U/min
Höchstleistung	39	PS
Höchstdrehzahl	2750	U/min
Gesamtgewicht einschl. Auspuff, Ölkühler, Anlasser, Vergaser, Schraubenabe, Magnet usw.	60	kg
Einheitsgewicht	1,66	kg/PS
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,29 bis 0,31	l/PSh

— The Blackburne »Thruch« Light Plane Engine;; Flight 18, Nr. 1 vom 7. Jan. 1926, S. 3 bis 6 (3 Sp., 6 Lichtb., 2 Risse, 9 Skizzen, 1 Schaub., Zahlenang.). *H.* 60818.

Motoren. Schekunof-Druckluftmotor (vgl. 60419).
Schraubendurchmesser 300 mm.
— Berichtigung. *H.* 60819.

Motorteile. Geräuschloser Auspufftopf von Rochat Barthélemy, der vor kurzem an einem Nieuport 29-DD mit 300 PS Hispano-Suiza-Motor erprobt wurde, besteht aus einem üblichen Sammelrohr, das sich allmählich erweitert und in eine Art doppelwandiges Venturirohr mündet. Die Auspuffgase treten durch Öffnungen der Innenseite in dieses Rohr, dessen Stirnseite nach vorne offen ist, vermischen sich hier mit der Außenluft, und da die Gase bedeutend langsamer strömen als die Luft, verfangen sie sich und erzeugen einen Unterdruck im Venturirohr. Des Nachts treten bei dieser Anordnung keine Flammen auf. Eine merkbare Leistungsabnahme tritt nicht ein; das Gewicht des Auspufftopfes beträgt 19 kg.

— Aménagement et équipement des groupes motopropulseurs: Echappement-Silencieux; L'Aéronautique **8**, Nr. 81 vom Februar 1926, Beilage L'Aérotechnique **4**, Nr. **38**, S. 62 (½ Sp., 1 Lichtb.). *H.* 60820.

Sicherheit. Der Beschleunigungsmesser von Huguenard, Magnan und Planiol, mit dem von diesen Messungen ausgeführt wurden, besteht aus einem quecksilbergefüllten U-Rohr, das an der einen Seite durch ein mit Glyzerin gefülltes Rohr mit einem Manometer mit Schreibtrommel verbunden ist, in diesem Rohr sitzt ein Dämpfungshahn. Auf der anderen Seite ist über dem U-Schenkel ein Druckluftbehälter mit einem gewöhnlichen Fahrradluftventil. (Ein solcher Beschleunigungsmesser mit Flüssigkeitssäule wurde 1914 der DVL patentiert, D.R.P. 278905. D. Ber.)

Das Manometer und die Quecksilbersäule haben so kleine Eigenschwingungzahlen, daß die erzwungenen Ausschläge im Verhältnis zu den zu messenden Größen unbedeutend sind. Die Eichung erfolgt derart, daß in Wagerechtlage und bei offenem Luftventil das Manometer den Wert 0 anzeigt; stellt man es dann aufrecht, zeigt es den Wert 1 g an; zurück zur Anfangslage gebracht, wird mit der Fahrradluftpumpe der Luftbehälter aufgepumpt bis das Manometer den Wert 1 g erreicht hat; dann wird in der senkrechten Stellung der Wert 2 g angezeigt usw.

Bei ausgeführten Messungen war der Apparat ohne besondere Vorrichtung zum Ausschalten von Motorschwingungen unmittelbar hinter diesem eingebaut; gleichzeitig mit den Beschleunigungen wurden auf derselben Trommel die Höhenruderausschläge aufgezeichnet.

Es ergab sich, daß Beschleunigungen bis zu 6,5facher Erdbeschleunigung gemessen wurden, und daß zwischen Steuerbetätigung und Steuerwirkung kaum ein Zeitunterschied festzustellen war.

Messungen in Windwirbeln ergaben Beschleunigungen von 0,1 bis 2,13 g. Beobachtungen in 400 m Höhe über dem Wellenbrecher von Bizert, zeigten bei ruhigem Wetter, und obgleich der Wellenbrecher nur 6 m hoch ist, eine Beschleunigung von 1 m/s².

Ermüdungserscheinungen wollen Huguenard, Magnan und Planiol durch einen photographisch aufzeichnenden Beschleunigungsmesser mit Lichtbildeinrichtung messen, dessen Schwingungszahl 1/900 s ist. Die wahre Flugbahn wollen sie mit einem Reihenbildner besonderer Bauart aufzeichnen.

— A. L., Le problème de la sécurité en aéroplane; L'air **8**, Nr. 152 vom 1. März 1926, S. 19 bis 21 (6 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizze, 2 Schaub., Zahlenang.). *H. E.* 60821.

Strömung. Modelle aus bildsamen Stoffen, z. B. Wachs, verwendet M. Chaffort im warmen Luftstrom. Unter seinem Einfluß verformt sich das Modell derart, daß es die stromlinigste Form annimmt; ein dann folgender kalter Luftstrom läßt diese erstarren.

Diese Anordnung erinnert an Versuche von M. Bazin mit einem rechteckigen Seifenstück, das an langer Leine hinter einem schnellen Boot geschleppt wurde; hierbei zeigte der nachgeschleppte Seifenkörper auch nach einiger Zeit sehr gute Stromlinienform.

— J. P., Pourra-t-on expérimenter, au tunnel, des maquettes en matières plastiques?; Les Ailes **16**, Nr. 237 vom **11**. März 1926. *H.* 60822.

Strömung. Der Windkanal der Guggenheim-Luftfahrtschule an der New Yorker Universität, der von der Curtiss Aeroplane and Motor Co., Inc. gestiftet wurde, ist nach dem N. P. L.-Muster gebaut. Störungen im (offenen!) Windstrom infolge der ungünstigen Raumverhältnisse sind nach umfangreichen Versuchen beseitigt worden.

Der Kanal ist in einem abgetrennten Raum eines Maschinenlaboratoriums an der Decke mit verstellbaren Stangen aufgehängt; seine hölzernen Wände werden von Winkeleisen zusammengehalten. Diese Aufstellung erlaubt eine kleine Verschiebung des Tunnels der Längsrichtung und Höhe nach. Im Längsschnitt stellt er ein sehr langgezogenes Venturirohr dar mit quadratischem Querschnitt, dessen Austrittsende aus starken Blechplatten, in einen runden Querschnitt übergeht. In der Mitte des engen Halses liegt der beiderseits durch Glasfenster geschlossene Versuchsraum, unter ihm der Beobachtungsstand mit den Meßgeräten.

Die Luft wird aus dem umgebenden Raum angesaugt. Am Eintrittsende ist vor der Düsenverengung ein Lufteinlaß Bauart Toronto angeordnet; ein Rechtkant aus lauter senkrechten, 22 mm breiten Latten in 45 mm Abstand von Mitte zu Mitte, an dessen Stirnseite noch breite Blechstreifen in Kreuz- und Diagonalrichtung als Windrichter angebracht sind. Zwischen der Ansaugöffnung und dem Versuchsraum ist noch ein Waben-Gleichrichter aus sechseckig zusammengefügten Metallstreifen angebracht.

Als Gebläse dient eine vierflügelige Curtiss-OX 5-Luftschraube von 7,3 m Durchm., die in einem durch starke Träger an der Decke aufgehängten Rollendrucklager gelagert ist; Antrieb vermittels einer Gliederkette ohne Untersetzung und eines Elektromotors von 35 PS bei 1200 U/min. Die höchste Windgeschwindigkeit ist 26,8 m/s, die meist benutzte Windgeschwindigkeit 17,9 m/s, die kleinste 2,2 m/s.

Hinter dem Gebläse ist ein dem Einlaß ähnlicher Diffusor angeordnet, hinter dem der Luftstrom in dem umgebenden Raum austritt.

Die Meßeinrichtung besteht aus einem senkrecht durch den Boden des Versuchsraums geführten Rohr als Hauptträger, das um seine Achse ebenso wie um eine senkrecht und eine parallel zum Winde gerichtete Achse drehbar ist. Gehalten wird es von einer Nabe mit vier als Wagebalken ausgebildeten Speichen, auf denen Laufgewichte und andere Ausgleichvorrichtungen angebracht sind. Diese Balken liegen an ihren Enden auf verstellbaren, mit der Decke durch V-Bügel verbundenen Schneiden auf. Die Wage kann auf diese Weise so eingestellt werden, daß jeweils ein Balkenpaar, senkrecht oder mit dem Wind, die Drehachse bildet.

An einem scheibenartigen Flansch der Nabe mit Sperrklinke und Gradeinteilung kann das Modell um die Lotachse gedreht werden. Das Moment wird von einem Hebel gemessen, der am Unterende des Modellhalters gelagert ist. Der Modellhalter sitzt im Oberteil des Hauptträgers und läuft auf Walzenlagern.

Im Versuchsraum ist das Hauptrohr stromlinig von einer einziehbaren Verkleidung umgeben. Die Rohrdurchführung ist mit Öl oder einer ähnlichen Flüssigkeit abgedichtet.

Die Windgeschwindigkeit wird mit einem Krell-Manometer und einer Stauscheibe gemessen.

Die Eichung erfolgte auf Grund von Vergleichen mit dem Curtiss-Luftkanal, dabei ergaben sich Abweichungen von 1 vH bei Anstellwinkeln von 0 bis 8°.

Die Ungleichmäßigkeit der Geschwindigkeitsverteilung im Querschnitt ist bei Windgeschwindigkeiten von 17,9 m/s geringer als 1 vH.

— *H. Miller*, The N. Y. Universität Wind-Tunnel; Aviation **20**, Nr. 9, vom 1. März 1926, S. 293 bis 295 (5 Sp., 3 Lichtb., 1 Skizze). *H. E.* 60823.



Von der Fédération Aéronautique Internationale anerkannte Weltrekorde (nach dem Stande vom 20. Januar 1926), vgl. 25./21. 5.

Klasse C: Motor-Landflugzeuge.

Art des Rekordes	Nutzlast	Rekordwert	Führer	Land	Flugzeug	Motor	Leistung	Ort	Datum
—	kg	—	—	—	—	—	PS	—	—
a) Rekorde ohne Betriebsstoffergänzung									
Größte im Hin- und Rückflug zurückgelegte Entfernung ohne Zwischenlandung	—	4400 km	Drouhin und Landry	Frankreich	Farman	Farman	450	Étampes-Chartres	7., 8. u. 9. Aug. 1925
Größte in einer Richtung zurückgelegte Entfernung ohne Zwischenlandung	—	3166,3 km	Arrachart u. Lemaître	»	Breguet 19 B — 2	Renault	480	Étampes-Villa Cisneros	3. u. 4. Februar 1925
Dauerflug mit Rückkunft zur Abflugstelle ohne Zwischenlandung	—	45 h 11 min 59 s	Drouhin und Landry	»	Farman	Farman	450	Étampes-Chartres	7., 8. u. 9. Aug. 1925
Höhenrekord	—	12,066 km	Callizo	»	Gourdou Lesseure	Hispano-Suiza	400	Villacoublay	10. Oktober 1924
Höchstgeschwindigkeit über 3 km gerade Strecke	—	448,171 km/h	Bonnet	»	S. J. M. B.	»	450	Istres	11. Dezember 1924
Höchstgeschwindigk. über 100 km	—	401,279 km/h	Bettis	U. S. A.	Curtiß R. 3. C. J.	Curtiß	600	Mitchel Field	12. Oktober 1925
» » 200 km	—	400,687 km/h	»	»	»	»	600	»	»
» » 500 km	—	306,696 km/h	Sadi-Lecointe	Frankreich	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	500	Istres	23. Januar 1924
» » 1000 km	—	248,296 km/h	Lasne	»	»	»	500	Villesauvage-La Marmogne	29. August 1925
» » 1500 km	—	218,827 km/h	»	»	»	»	500	»	12. September 1925
» » 2000 km	—	218,759 km/h	»	»	»	»	500	»	»
» » 2500 km	—	115,600 km/h	Oakley J. Kelly u. Mc Ready	U. S. A.	U. S. Army T — 2	Liberty	375	Wilbur Wright Field	16. u. 17. April 1923
» » 3000 km	—	115,270 km/h	»	»	»	»	375	»	»
» » 3500 km	—	113,930 km/h	»	»	»	»	375	»	»
» » 4000 km	—	113,930 km/h	»	»	»	»	375	»	»
Dauerrekord	250	9 h 11 min $53^3/_5$ s	H.-R. Harris	»	Douglas D T — 2	»	400	»	28. Juni 1924
Entfernungsrekord	250	950 km	»	»	»	»	400	»	»
Höhenrekord	250	8,980 km	»	»	»	»	400	»	»
Höchstgeschwindigk. über 100 km	250	281,030 km/h	Lasne	Frankreich	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	500	Villesauvage-La Marmogne	7. Oktober 1925
» » 200 km	250	279,720 km/h	»	»	»	»	500	»	»
» » 500 km	250	249,618 km/h	»	»	»	»	500	»	»
Dauerrekord	500	9 h 11 min $53^4/_5$ s	H.-R. Harris	U. S. A.	Douglas D T — 2	Liberty	400	Dayton	26. Juni 1924
Entfernungsrekord	500	950 km	»	»	»	»	400	»	28. Juni 1924
Höhenrekord	500	8,578 km	»	»	»	»	400	Wilbur Wright Field	21. Mai 1924
Höchstgeschwindigk. über 100 km	500	281,030 km/h	Lasne	Frankreich	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	500	Villesauvage-La Marmogne	7. Oktober 1925
» » 200 km	500	279,720 km/h	»	»	»	»	500	»	»
» » 500 km	500	249,618 km/h	»	»	»	»	500	»	1. September 1925
Dauerrekord	1000	3 h 3 min $30^1/_5$ s	B. Grase	Holland	Fokker F. 7	Liberty	400	Schiphol	27. Juli 1925
Entfernungsrekord	1000	200 km	Lasne	Frankreich	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	500	Villesauvage-La Marmogne	16. Oktober 1925
Höhenrekord	1000	6,450 km	Coupet	»	Breguet 19	Farman	500	Toussus-le-Noble	18. März 1926
Höchstgeschwindigk. über 100 km	1000	246,440 km/h	Lasne	»	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	500	Villesauvage-La Marmogne	16. Oktober 1925
» » 200 km	1000	244,864 km/h	»	»	»	»	500	»	»
Dauerrekord	1500	3 h 3 min $30^1/_5$ s	B. Grase	Holland	Fokker F. 7	Liberty	400	Schiphol	27. Juli 1925
Höhenrekord	1500	5,516 km	C.-B. Bottala	Italien	Fiat B. H. 1	Fiat A — 14	700	Turin	23. Dezember 1924
Dauerrekord	2000	2 h 19 min $16^2/_5$ s	Lucien Bossoutrot	Frankreich	Farman Super-Goliath	Farman	4×500	Le Bourget	12. November 1925
Höhenrekord	2000	4,990 km	»	»	»	»	4×500	»	»
Dauerrekord	3000	2 h 19 min $16^2/_5$ s	»	»	»	»	4×500	»	»
Höhenrekord	3000	4,990 km	»	»	»	»	4×500	»	»
Dauerrekord	4000	2 h 19 min $16^2/_5$ s	»	»	»	»	4×500	»	»
Höhenrekord	4000	4,990 km	»	»	»	»	4×500	»	»
Dauerrekord	5000	1 h 12 min 21 s	»	»	»	»	4×500	»	16. November 1925
Höhenrekord	5000	3,586 km	»	»	»	»	4×500	»	»
Dauerrekord	6000	1 h 12 min 21 s	»	[illegible]	[illegible]	[illegible]	[illegible]	»	»

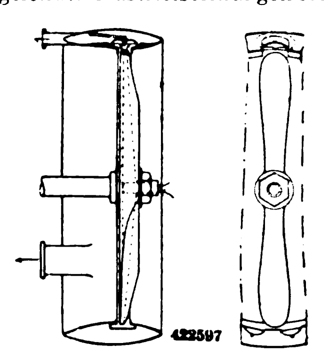
b) Rekorde mit Betriebsstoffergänzung									
Dauerrekord	—	37 h 15 min 14⁴/₅ s	L. H. Schmith u. J. P. Richter	U. S. A.	D. H. 4 B.	Liberty	400	Rockwell Field	27. u. 28. Aug. 1923
Entfernungsrekord	—	5300 km	»	»	»	»	400	» »	»
Höchstgeschwindigk. über 2500 km	—	142,780 km/h	»	»	»	»	400	» »	»
» » 3000 km	—	141,870 km/h	»	»	»	»	400	» »	»
» » 3500 km	—	142,170 km/h	»	»	»	»	400	» »	»
» » 4000 km	—	142,000 km/h	»	»	»	»	400	» »	»
» » 4500 km	—	142,360 km/n	»	»	»	»	400	» »	»
» » 5000 km	—	142,530 km/h	»	»	»	»	400	» »	»
Klasse C: Wasserflugzeuge.									
a) Rekorde ohne Betriebsstoffergänzung.									
Dauerrekord	—	28 h 36 min 27 s	G. H. Schildhauer u. J. R. Kyle	U. S. A.	P. N. 9	Lackhard	2×500	Philadelphia	1. u. 2. Mai 1925
Entfernungsrekord	—	1600 km	Wead u. J. D. Price	»	Navy C. S.	Wright		Washington	11. u. 12. Juli 1924
Höhenrekord	—	8,980 km	Sadi-Lecointe	Frankreich	Nieuport-Delage	Hispano-Suiza	300	Meulan	11. März 1924
Geschwindigkeitsrekord	—	395,439 km/h	J. Doolittle	U. S. A.	Curtiß	Curtiß	600	Baltimore	27. Oktober 1925
Höchstgeschwindigk. über 100 km	—	377,829 km/h	»	»	»	»	600	»	»
» » 200 km	—	377,158 km/h	»	»	»	»	600	»	»
» » 500 km	—	259,328 km/h	R. A. Ofstie	»	Curtiß Navy C. S.	Curtiß D. D. D. 12	450	Bay-Shore, Baltimore	25. Oktober 1925
» » 1000 km	—	163,578 km/h	V. E. Bertrandias u. C. C. Mc Donald	»	Loening Air Yacht	Liberty	400	Hampton Roads	7. November 1924
» » 1500 km	—	119,360 km/h	F. W. Wead u. J. D. Price	»	Navy C. S.	Wright	585	Washington	23. Juni 1924
Dauerrekord	250	10 h 23 min 58 s	Stanley	»	F — 5 L. 2	Liberty	400	San Diégo	6. Juni 1923
Entfernungsrekord	250	1102 km	Karl Lesch	Dänemark	Rohrbach	Rolls-Royce	2×360	Sund	24. Oktober 1924
Höhenrekord	250	5,831 km	Adriano Bacula	Italien	Savoia Marchetti S. 58	Hispano-Suiza	200	S-sto Calende	25. August 1924
Höchstgeschwindigk. über 100 km	250	172,595 km/h	Darque	Frankreich	Schreck	Lorraine	400	Argenteuil	7. Januar 1926
» » 200 km	250	168,523 km/h	N. Guido Guidi	Italien	Dornier-Wal	Rolls-Royce	2×260	Pisa	4. Februar 1925
» » 500 km	250	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
» » 1000 km	250	152,335 km/h	Karl Lesch	Dänemark	Rohrbach	»	2×260	Sund	24. Oktober 1924
Dauerrekord	500	7 h 35 min 54 s	H. E. Holland	U. S. A.	F. 5 — L	Liberty	2×400	San Diégo	6. Juni 1923
Entfernungsrekord	500	750 km	»	»	»	»	2×400	»	»
Höhenrekord	500	4,755 km	J. F. Laporte	Frankreich	F. B. A. Schreck	Lorraine	400	Argenteuil	6. Januar 1926
Höchstgeschwindigk. über 100 km	500	172,595 km/h	Darque	»	»	Hispano-Suiza	300	»	27. August 1924
» » 200 km	500	168,523 km/h	N. Guido Guidi	Italien	Dornier-Wal	Rolls-Royce	2×260	Pisa	4. Februar 1925
» » 500 km	500	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
Dauerrekord	1000	5 h 28 min 43 s	G. R. Henderson	U. S. A.	P. N. 7 — 1	Wright T — 2	2×535	Bay-Shore, Baltimore	25. Oktober 1924
Entfernungsrekord	1000	507,380 km	N. Guido Guidi	Italien	Dornier-Wal	Rolls-Royce	2×260	Pisa	10. Februar 1925
Höhenrekord	1000	4,053 km	Paumir	Frankreich	F. B. A. Schreck	Hispano-Suiza	500	Argenteuil	5. Dezember 1925
Höchstgeschwindigk. über 100 km	1000	168,523 km/h	N. Guido Guidi	Italien	Dornier-Wal	Rolls-Royce	2×260	Pisa	4. Februar 1925
» » 200 km	1000	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
» » 500 km	1000	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
Dauerrekord	1500	3 h 33 min 35 s	»	»	»	»	2×260	»	10. Februar 1925
Entfernungsrekord	1500	507,380 km	»	»	»	»	3×260	»	»
Höhenrekord	1500	3,682 km	»	»	»	»	2×260	»	4. Februar 1925
Höchstgeschwindigk. über 100 km	1500	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
» » 500 km	1500	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	»
Dauerrekord	2000	1 h 49 min 11,9 s	O. B. Hardisson	U. S. A.	P. N. 7 — 1	Wright T — 2	2×535	Bay-Shore, Baltimore	25. Dezember 1924
Entfernungsrekord	2000	253,690 km	N. Guido Guidi	Italien	Dornier-Wal	Rolls-Royce	2×260	Pisa	9. Februar 1925
Höhenrekord	2000	3,006 km	»	»	»	»	2×260	»	4. Februar 1925
Höchstgeschwindigk. über 100 km	2000	134,514 km/h	»	»	»	»	2×260	»	9. Februar 1925
» » 200 km	2000	168,523 km/h	»	»	»	»	2×260	»	4. Februar 1925
Klasse D: Segelflugzeuge.									
Dauerrekord	—	10 h 19 min 43²/₅ s	Massaux	Frankreich	Poncelet Vivette	—	—	Vauville	26. Juli 1925

— Records homologués é la date du 20 janvier 1926; Bulletin de la navigation aérienne, Nr. 71 vom Febr. 1926, S. 1126 bis 1135 (9 S.). *H.* 60824.

Patentschau.

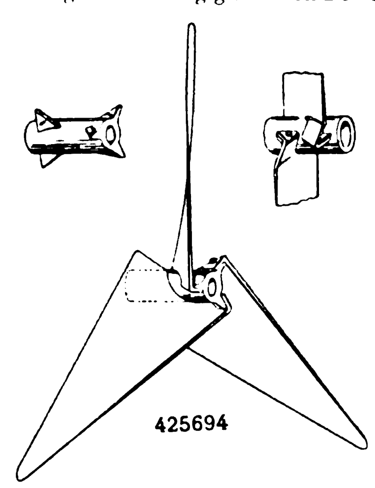
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

422597/46c, 12. Vorrichtung zur Vorverdichtung der Verbrennungsluft. L. Bongiovanni, Turin. B 4. 1. 25. V 7. 12. 25. Die Antriebsschraube, deren Flügel mit Längsführungen versehen sind, die in der Propellerachse Eintrittsöffnungen und an den äußeren Flügelenden Austrittsöffnungen für den



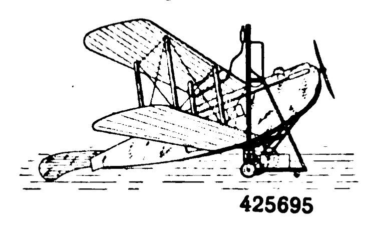
Luftstrom aufweisen, ist von einem ringförmigen Behälter umgeben, der an seiner Innenfläche nach dem Behälterinnern zu sich öffnende Ventile trägt und mit den Speisungsvorrichtungen des Motors in Verbindung steht.

425694/62c, 8. Luftschraube. S. A. Reed, New York. B 14. 12. 24. V 23. 2. 26. Betrifft eine Verbindung metallener Flügelblätter mit ihrer Nabe; Zweck der Erfindung ist, die getrennten Schraubenflügel unmittelbar mit der Nabe durch Ineinanderhaken zu verbinden, derart, daß bezüglich der Aufnahme der Schleuderkraft die Verbindungen unabhängig sind von Bolzen,



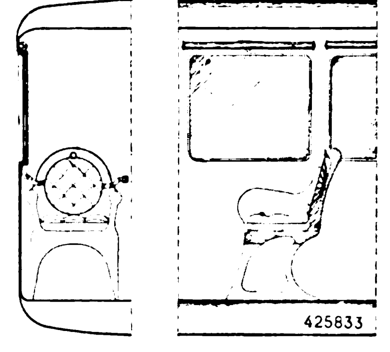
Schrauben, Nieten, Schweißnähten, Klammern oder ähnlichen Hilfsmitteln; die neue Befestigungsvorrichtung ist lediglich durch das Biegungsmoment und die Schwerkraft eines breiten und gleichmäßig verteilten Teiles des Flügels an seinem stärksten Teil begrenzt. Im besonderen handelt es sich um eine Verbindung zwischen von dem Flügel abgebogenen Haken und entsprechenden Vorsprüngen an der Nabe.

425695/62c, 14. Vorrichtung zum Versorgen hochgelegener Brennstoffbehälter, z. B. an Luftfahrzeugen mit Brennstoff. Dipl.-Ing. O. Lembach, Dülken. B 22. 4. 25. V 22. 2. 26. Nach dem Hauptanspruch steht unter Schutz, daß eine Meßeinrichtung und ein Füllschlauch an der Spitze eines mastartigen Trägers angebracht sind, der in einem fahrbaren Gestell kippbar gelagert ist. In Unteransprüchen wird unter anderem geschützt die Ausbil-



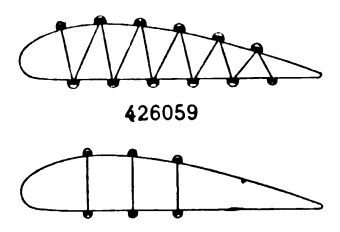
dung des Mastes als Rahmen mit Gegengewicht, die Anordnung einer Plattform mit Brennstoffpumpe und einer Winde zum Einlagern eines Brennstoffasses usw.

425833/62c, 22. Fallschirmanordnung für Flugzeuge. Soc. d'Emboutissage et de Constructions Mécaniques, Colombes (Frkr.). B 25. 12. 23. V 25. 2. 26. Fensterrahmen werden durch eine vom Flugzeuginnern aus



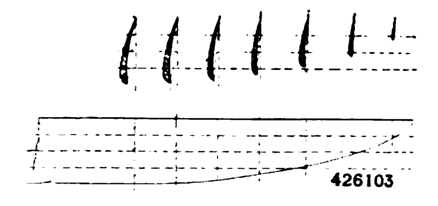
lösbare Vorrichtung entgegen einer gegen das Fenster nach außen wirkenden Kraft in ihrer Stellung gehalten, so daß bei Auslösung der Vorrichtung die zur Wirkung kommende Kraft das Fenster nach außen fallen läßt und die Insassen das Flugzeug durch die Fensteröffnung verlassen können.

426059/62b, 4. Metallene Tragfläche für Luftfahrzeuge. Dornier Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 7. 4. 22. V 3. 3. 26. Die zugleich die Außenhaut bildenden, zwischen den Gurtungen der



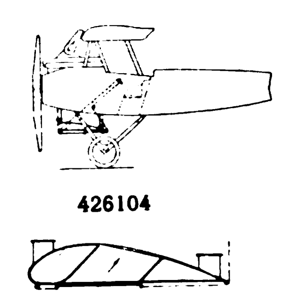
Flügellängsträger längs zu diesem laufend angeordneten Blechbahnen sind derart mit den Rändern der Längsträger verbunden, daß ein starrer, kastenförmiger Verband oder ein räumliches Fachwerk entsteht, das durch die vorstehenden Ränder der miteinander verbundenen Bleche versteift wird, die zugleich die Gurtungen für die Längsträger bilden können.

426103/62b, 4. Tragfläche. A. A. Holle, London. B 28. 1. 20. V 3. 3. 06. An Tragflächen mit rechteckigem Mittelstück und an der Vorderkante kurvenförmig bis zur geradlinig durchlaufenden Hinterkante ausgebildeten



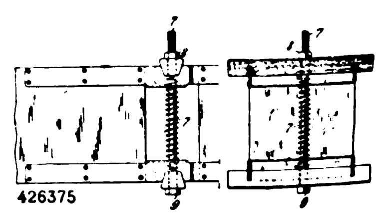
Seitenstücken steht unter Schutz, daß das Profil des Mittelstücks in den gleichen, von der Hinterkante aus gemessenen Profilstücken der Seitenteile beibehalten wird, während der Einfallswinkel der Tragfläche nach den seitlichen Enden hin, den stetig flacher werdenden Profilstücken entsprechend, sich verringert.

426104/62b, 21. Kühler für Luftfahrzeuge. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen u. L. Rieger, Akron (V. St. A.). B 16. 3. 24. V 4. 3. 26. Der Kühler besitzt als



Ganzes Tragflächenform in solcher Ausbildung, daß die Kühlluft in an sich bekannter Weise von der Druckseite nach der Saugseite durchströmen kann.

426375/62b, 24. Leichtlösbare Verbindung von Bauteilen, insbes. für Flugzeuge. Caspar-Werke, Komm. Ges. a. A., Travemünde-Priwall (Erf.: Dipl.-Ing. E. Ritter von Lößl, Travemünde). B 24. 4. 24. V 10. 3. 26.



In bekannter Weise erfolgt die Verbindung mittels ineinandergreifender, durch Keile zusammengehaltener Beschläge; erfindungsgemäß erfolgt das Anziehen der Keile durch Federspannung, während zur Sicherung eine Schraubenbolzenverbindung (7, 8, 9), dient.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

9. Heft | 14. Mai 1926 | 17. Jahrgang

Neuere Probleme aus der Flugzeugstatik.

Von H. Reißner.

Flügelkörper ohne äußeres Tragwerk.

Vorträge gehalten an der Technischen Hochschule Charlottenburg 1925—1926.

(Fortsetzung von Seite 146, Heft 7.)

Zusätzliche Biegungsmomente im Sturzflug.

Wie im vorhergehenden Abschnitt auseinandergesetzt, wird im äußersten Sturzflug zwar der gesamte Auftrieb $\sim\int c_a\,dF$ verschwinden, dagegen müssen bei elastischer Flügelverwindung durch Torsion innen positive und außen negative Auftriebsbelastungen entstehen, welche im wesentlichen Biegungsmomente in dem Sinne wie im Rückenflug erzeugen müssen, die infolge der hohen Sturzfluggeschwindigkeit durchaus nicht zu vernachlässigen sein werden. Diese quer zur Flügelsehne wirkenden Biegungsmomente sind in den Belastungsvorschriften des C-Fluges, die nur Belastungen parallel der Flügelsehne enthalten, nicht berücksichtigt. Sie sollen deshalb als zusätzliche bezeichnet werden.

Es war gesetzt worden:

$$J = J_1\,x^2,$$

$$u = \frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t^2\,\frac{4\,c'}{G\,J_1},$$

$$\operatorname{tg}\zeta = z = \sqrt{u-1},$$

und die Stabilitätsgrenze war bei

$$z = -\operatorname{tg}\frac{z}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right),$$

z. B. bei

$$\frac{l_1}{l_0} = \lambda = 6,\quad z_{\text{krit.}} = 2{,}21.$$

Für den Verdrehungswinkel unterhalb dieser Stabilitätsgrenze war die Formel abgeleitet worden:

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\left(\frac{x}{l_1}\right)^{-\frac{1}{2}}\frac{\sin\left[\zeta + \frac{z}{2}\ln\left(\frac{x}{l_0}\right)\right]}{\sin\left[\zeta + \frac{z}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right)\right]} \qquad (10c)$$

welche für $z = 0$, d. h. etwas steifere Flügel übergeht in:

$$\vartheta = \vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\left(\frac{x}{l_1}\right)^{-\frac{1}{2}}\frac{1 + \frac{1}{2}\ln\left(\frac{x}{l_0}\right)}{1 + \frac{1}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right)} \quad . . . (10b)$$

worin ϑ_0 den Anstellwinkel bei reiner Biegung, d. h., wenn der Auftrieb durch die elastische Achse geht, und ϑ_w den Anstellwinkel der Flügelwurzel im Sturzflug bedeuten.

Für den C-Sturzflug, also bei Verschwinden des resultierenden Auftriebes war für den Anstellwinkel ϑ_w die Beziehung abgeleitet

$$(\vartheta_w - \vartheta_0)\frac{2\,l_1\cos\zeta}{\sin\left[\zeta + \frac{z}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right)\right]} = -\,l\,(\vartheta_0 - \vartheta_c)\frac{1}{\sin\left[\frac{z}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right)\right]} \quad . . (13)$$

wo ϑ_c der Anstellwinkel für $c_a = 0$ ist.

Aus diesen Gleichungen läßt sich nun auch der Verlauf der oben zur Untersuchung gestellten Sturzflugbiegung ableiten, wie folgt:

Die Auftriebsbelastung auf die Längeneinheit kann wie üblich gesetzt werden:

$$p = \frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t\,c_a = \frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t\,(c_{a0} + c_a'\,\vartheta)$$

und aus ihr entsteht an einer beliebigen Stelle x das Biegungsmoment:

$$M_b = \frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t\int_{l_0}^{x}(c_{a.0} + c_a'\,\vartheta)(x-\xi)\,d\xi$$

$$= \frac{\varrho}{2}\,v_1^2\,t\left[c_{a.0}\frac{(x-l_0)^2}{2} + c_a'\left\{x\int_{l_0}^{x}\vartheta\,d\xi - \int_{l_0}^{x}\vartheta\,\xi\,d\xi\right\}\right].$$

Das erste der rechts auftretenden Integrale war aus Gleichung (10c) schon früher (S. 144) bestimmt worden zu:

$$\int_{l_0}^{x}\vartheta\,d\xi = \vartheta_0(x-l_0) - (\vartheta_0 - \vartheta_c)\,l\left(\frac{x}{l_1}\right)^{\frac{1}{2}}\frac{\sin\left[\frac{z}{2}\ln\left(\frac{x}{l_0}\right)\right]}{\sin\left[\frac{z}{2}\ln\left(\frac{l_1}{l_0}\right)\right]}.$$

Das zweite Integral bestimmt sich wie folgt:

$$\int\vartheta\,\xi\,d\xi = \int_{l_0}^{x}\left[\vartheta_0 + (\vartheta_w - \vartheta_0)\left(\frac{\xi}{l_1}\right)^{-\frac{1}{2}}\frac{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{\xi}{l_0}\right)}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{l_1}{l_0}\right)}\right]\xi\,d\xi$$

$$= \vartheta_0\frac{x^2 - l_0^2}{2} + (\vartheta_w - \vartheta_0)\frac{l_1^{\frac{1}{2}}}{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{l_1}{l_0}\right)}\int_{l_0}^{x}d\xi\,\xi^{+\frac{1}{2}}\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{\xi}{l_0}\right)$$

oder

$$= \vartheta_0\frac{x^2 - l_0^2}{2} - l\,(\vartheta_0 - \vartheta_c)\frac{l_1^{-\frac{1}{2}}}{2\sin\left(\frac{z}{2}\ln\frac{l_1}{l_0}\right)\cos\zeta}\int_{l_0}^{x}d\xi\,\xi^{\frac{1}{2}}\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{\xi}{l_0}\right).$$

Das Integral auf der rechten Seite läßt sich einfach auswerten in der Form:

$$\int_{l_0}^{x}d\xi\,\xi^{\frac{1}{2}}\sin\left[\zeta + \frac{z}{2}\ln\left(\frac{\xi}{l_0}\right)\right] = \frac{\frac{2}{3}\,l_0^{\frac{3}{2}}}{1 + \frac{z^2}{9}}\left[\left(\frac{x}{l_0}\right)^{\frac{3}{2}}\left[\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{x}{l_0}\right) - \frac{z}{3}\cos\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{x}{l_0}\right)\right] - \sin\zeta + \frac{z}{3}\cos\zeta.\right]$$

Damit wird

$$\int_{l_0}^{x}\vartheta\,\xi\,d\xi = \vartheta_0\frac{x^2 - l_0^2}{2} - (\vartheta_0 - \vartheta_c)\,l_0^2\,(\lambda - 1)\,\lambda^{-\frac{1}{2}}\frac{\left(\frac{x}{l_0}\right)^{\frac{3}{2}}\left[\sin\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{x}{l_0}\right) - \frac{z}{3}\cos\left(\zeta + \frac{z}{2}\ln\frac{x}{l_0}\right)\right] - \sin\zeta + \frac{z}{2}\cos\zeta}{3\left(1 + \frac{z^2}{9}\right)\cos\zeta\sin\left(\frac{z}{2}\ln\lambda\right)}.$$

Hiermit erhält man den Verlauf des Sturzflugbiegungsmomentes, wie folgt:

$$M_b = \frac{\varrho}{2} v_1^2 t \left[\left(c_{a.0} + c_a' \vartheta_0\right) \frac{(x - l_0)^2}{2} + c_a' (\vartheta_0 - \vartheta_c) l_0^2 (\lambda - 1) \lambda^{-\frac{1}{2}} \frac{1}{\sin\left(\frac{z}{2} \ln \lambda\right)} \right.$$
$$\left. \left\{ \left(\frac{x}{l_0}\right)^{\frac{3}{2}} \left(\frac{\sin\left(\zeta + \frac{z}{2} \ln \frac{x}{l_0}\right) - \frac{z}{3} \cos \zeta + \frac{z}{2} \ln \frac{x}{l_0}}{3 \cos \zeta \left(1 + \frac{z^2}{9}\right)} - \sin\left(\frac{z}{2} \ln \frac{x}{l_0}\right) \right) - \frac{2z}{9\left(1 + z\frac{2}{9}\right)} \right\} \right].$$

Für $z = 0$, d. h. für einen unter konstant verlaufender Momentbelastung (c_m = konst) um den ideellen Verdrehungswinkel an der Flügelspitze

$$\vartheta_{c,0} = \frac{c_m}{c'} \frac{\ln \frac{l_1}{l_0}}{4} (1 + z^2) = \frac{c_m}{c'} \frac{\ln \lambda}{4} = \text{etwa } 0{,}1\ (6^0) \text{ nach S. 145,}$$

nachgebenden Flügel, vereinfacht sich die Gleichung (15) erheblich, insbesondere, wenn man die folgenden Abkürzungen einführt:

$$s = \frac{x}{l_0},\ \lambda = \frac{l_1}{l_0},\ M_{b.0} = \frac{\varrho}{2} v_0^2 t \frac{(x - l_0)^2}{2} c_{a.1},$$

wo $M_{b,0}$ das Biegungsmoment bei der Marschgeschwindigkeit v_0 des Flugzeugs unter demjenigen Anstellwinkel ist, bei dem das Torsionsmoment verschwindet. Es wird dann:

$$M_b = \frac{v_1^2}{v_0^2} M_{b,0} \left[1 + \frac{4}{9} \frac{c_a'}{c_{a.1}} (\vartheta_0 - \vartheta_c) \frac{\lambda - 1}{\lambda^{\frac{1}{2}} \ln \lambda \frac{1}{2} \lambda^{\frac{1}{2}} \ln \lambda} \frac{s^{\frac{3}{2}} \left(1 - \ln s\, 1 - \frac{3}{2} \ln s\right) - 1}{(s - 1)^2} \right] \quad \ldots\ldots \text{(15a)}$$

Um die Größenordnung dieses Ergebnisses festzustellen, führen wir wieder die folgenden Zahlen nach Prof. 420, Abb. 4b, ein.

Neigung der c_a-Kurve: $c_a' = 4{,}08$,

Auftriebswert bei $c_m = 0 : c_{a.1} = 1$,

Holmverjüngungsverhältnis $\lambda = \frac{l_1}{l_0} = 6$ (Abb. 2),

Anstellwinkel im torsionsfreien Zustand: $\vartheta_0 = 6^0$ (0,105), desgl. im auftriebsfreien Zustand: $\vartheta_c = -9^0$ (0,157).

Damit erhält man:

$$\frac{4}{9} \frac{c_a'}{c_{a.1}} (\vartheta_0 - \vartheta_c) \frac{\lambda - 1}{\lambda^{\frac{1}{2}} \ln \lambda^{\frac{1}{2}}} = \frac{4}{9} \cdot 4{,}08 \cdot 0{,}262 \frac{5}{2{,}45 \cdot 0{,}896} = 1{,}08.$$

Man kann nun die folgende kleine Zahlentafel machen:

$s =$	1	2	3	4	5	6
$\frac{s^{\frac{3}{2}} \left(1 - \frac{3}{2} \ln s\right) - 1}{(s - 1)^2} =$	−1,125	−1,113	−1,100	−1,070	−1,050	−1,031.

Mit einem Mittelwert 1,1 des obigen Faktors stellt sich also das folgende Ergebnis heraus:

Für einen Flügel mit verjüngten Holmen, dessen Steifigkeit so eingerichtet ist, daß er bei der ideellen Sturzflugbelastung (konstantes c_m bei $\vartheta = \vartheta_c$ [-9^0]) sich um etwa 6^0 verdreht, wird das wirkliche Biegungsmoment M_b im Sturzflug negativ (also wie beim Rückenflug), und zwar mit einem Mittelwert

$$M_b = \frac{v_1^2}{v_0^2} M_{b,0} \cdot 0{,}2,$$

wobei $M_{b,0}$ das Biegungsmoment bei normaler Marschgeschwindigkeit v_0 und im Zustand $c_m = 0$, d. h. etwa im A-Fall bedeutet.

Nimmt man das Verhältnis von Sturzfluggeschwindigkeit zu Normalgeschwindigkeit wieder zu 3 an, so ergibt sich somit ein Vervielfachungsfaktor n von 1,8, während bei Rückenflug sonst 3 üblich ist.

Man sieht demnach, daß das negative Biegungsmoment des C-Falles zwar durch das Rückenflugmoment mit eingeschlossen ist, daß es jedoch gleichzeitig mit den Torsionsspannungen und den Rückdruckbiegungsspannungen der Holme auftritt und beträchtliche Zusatzspannungen erzeugen muß. Es wäre also wohl anzuraten, die Belastungsvorschrift des C-Falles durch eine Rückenflugbelastung mit einem Vervielfachungsfaktor von etwa $n = 2$ zu vervollständigen.

Torsionsschwingungen. Resonanzgefahr.

Es entsteht nun offenbar die Frage, ob die Untersuchung der statischen Flügelverdrehung genügt und ob nicht auch die Spannungserhöhung durch die Amplitude der Torsionsschwingungen insbesondere bei Resonanz der Schwingungen gegenüber periodischen äußeren Drehmomenten bestimmt werden müßte.

Daß eine solche dynamische Erweiterung des Torsionsproblems sehr erwünscht ist, kann angesichts der durch das Torsionsflattern der Flügel tatsächlich öfter beobachteten Unfälle nicht bestritten werden[1]).

Der allgemeine Ansatz für diese Schwingungen ist von Blasius und noch vollständiger von Blenk und Liebers in den oben zitierten Arbeiten gegeben und für konstante Torsionssteifigkeit, konstantes Trägheitsmoment und kleine Schwingungen formelmäßig integriert worden. Es wäre ebenfalls nicht übermäßig schwierig, die Berechnung der Schwingungszeiten und Amplituden auch für verjüngte Holme zu erweitern, wobei statt der trigonometrischen in den einfachsten Fällen etwa Besselsche Funktionen auftreten würden.

Es scheint mir aber, daß die gestellte Aufgabe in den Voraussetzungen aus folgenden Gründen noch nicht ganz reif ist.

Zwar weiß man, daß zuweilen durch Massenkräfte des Motors oder Ungleichförmigkeit der Propellerkräfte Schwingungen angeregt werden, und man kann den Rhythmus solcher Störungskräfte vorher berechnen und Resonanz mit den Biegungs-Torsionsschwingungen der Flügel vermeiden, aber eine wichtigere Störungskraft stammt sicher aus der rhythmischen Natur der für gröbere Rechnung als zeitlich konstant angesehenen Auftriebs-Widerstands- und Momentbeiwerte der Flügelprofile, welche mit der bekannten periodi-

[1]) Siehe auch einen Aufsatz von A. Raab, Flügelschwingungen an freitragenden Eindeckern, diese Zeitschrift 1926, S. 146.



schen Prandtl-Karmanschen Wirbelablösung zusammenhängt. Über die wirkliche Periode dieser Kräfte ist aber zahlenmäßig noch sehr wenig bekannt.

Eine weitere schwingungserregende Störungskraft kann aus der Kopplung mit den Schwingungen des Flugzeugs als eines Ganzen entstehen, und zwar sowohl aus den Längsals auch aus den Querschwingungen, die sich entweder rechnerisch nach der Bryanschen Stabilitätstheorie oder experimentell ergeben. Bekanntlich zerfallen diese Schwingungen regelmäßig in einen langsamen, für die Steuerung des Flugzeuges maßgebenden Teil und in einen schnellschwingenden, stark gedämpften, bisher als unwichtig angesehenen Teil. Es wäre zu untersuchen, ob dieser letztere Anteil in Resonanz mit den Torsionsschwingungen kommen kann.

Es handelt sich hier also um eine noch nicht durchgeführte, ziemlich schwierige und langwierige Untersuchung, die der zukünftigen Forschung überlassen werden muß, und für deren Behandlung übrigens die Wiss. Ges. f. Luftf. für dieses Jahr ein Preisausschreiben erlassen hat[1]).

Ferner sind wichtige Glieder in der Schwingungsgleichung die Dämpfungsglieder der inneren Torsions- und Biegungsreibung, welche die Schwingungsdauer ganz erheblich beeinflussen, wie übrigens auch Blenk und Liebers in der oben zitierten Arbeit betonen. Es ist zu hoffen, daß sie ihr Versprechen der experimentellen Bestimmung der Dämpfungskoeffizienten recht bald erfüllen[2]).

Man erkennt also, daß noch eine Reihe von Vorarbeiten nötig sein wird, um das dynamische Problem mit Nutzen für die Festigkeitsfragen auszuwerten.

Jedenfalls wird die Nutzanwendung immer in der Entscheidung darüber bestehen müssen, wie kurz die Schwingungsdauer der Torsion, d. h. wie steif der Flügel oder mit anderen Worten, wie weit unterhalb der oben berechneten statischen Stabilitätsgrenze der Flügel sich befinden muß, damit die Periode der zu erwartenden störenden Kräfte immer erheblich langsamer als die Eigenperiode der Torsionsschwingung ist.

Verbundwirkung des Flügelkörpers.

Die Aufgaben und Berechnungen der Flugzeugstatik, soweit sie durch die Biegungslinie und Spannungsverteilung des einzelnen Holmes beherrscht werden, seien als bekannt vorausgesetzt. Dagegen soll im folgenden die für die Flugzeugstatik wichtige, bisher noch wenig behandelte Verbundwirkung der Flügelholme behandelt werden.

Der zweiholmige Flügel.

Würde die Luftdruckbelastung der Flügelflächen bei den verschiedenen Flugzuständen nicht so stark wandern, als sie es bei allen gebräuchlichen Profilen tut, so könnte man jeden Holm für sich dimensionieren, ohne die Verbundwirkung zu Hilfe zu nehmen.

In Wirklichkeit aber wandert die Luftdruckresultierende bei steilen Gleitflügen so stark nach hinten und dann nach oben vorn, daß zur Unterstützung des Hinterholmes die Verbundwirkung herangezogen werden muß.

Das umstehende Diagramm (Abb. 7), das zwei Aufsätzen des Vortragenden[3]) entnommen ist, zeigt dies deutlich an einem Beispiel, und allgemein gelten hierfür die c_m-Kurven der aerodynamischen Laboratorien insbes. von Göttingen (siehe Abb. 4 a—c).

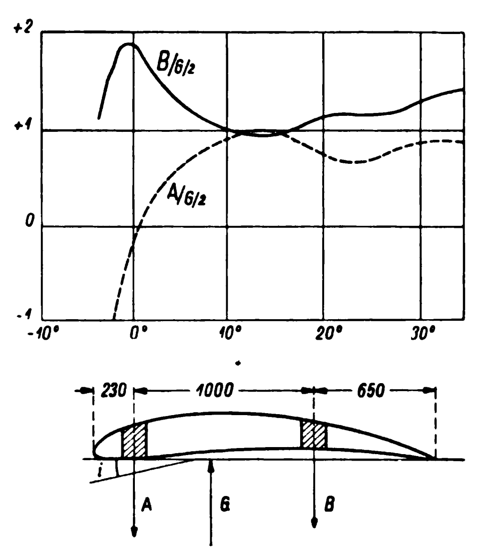


Abb. 7. Spezif. Holmdrücke 2 A/G u. 2 B/G als Funktionen des Anstellwinkels i.

Bis etwa 4° oder 5° Anstellwinkel können die Holme so angeordnet werden, daß sie gleiche oder wenigstens wenig wechselnde Belastung erhalten, bei kleineren Anstellwinkeln jedoch belastet sich der Hinterholm immer stärker, und der Vorderholm entlastet sich, bis er sogar Oberdruck erhält. Dies unter der Voraussetzung, daß beide Holme unabhängig voneinander arbeiten, also nur durch gelenkige oder sehr biegsame Rippen verbunden sind.

Über diese Belastungsverteilung ist das Zahlenmäßige schon früher gesagt worden.

Ihr entsprechend soll die Teilung des Belastungsansatzes beider Holme in einen symmetrischen und einen gegensymmetrischen Fall vorausgesetzt werden.

In Wirklichkeit entlasten sich nun beide Holme gegenseitig, je steifer sie durch die Rippen verbunden sind, ebenso wie bei Doppeldeckern vordere und hintere Tragwand der Tragzelle sich durch die Tiefenverstrebungen entlasten. In der Literatur findet man über die Verbundwirkung von Eindeckern nur zwei Aufsätze bzw. Aufsatzreihen von Ballenstedt[1]) und von Thalau[2]), welche die Fälle der Verbindung zweier Holme durch eine kleine Zahl von Rippen mit Hilfe der Theorie der statisch unbestimmten Systeme durchführen und nach Abschluß dieser Arbeit erschienene Veröffentlichung von Biezeno, Koch und Koning[3]), welche stetige Verbundwirkung ansetzen.

Die Arbeit von Biezeno, Koch und Koning unterscheidet sich von dem folgenden Abschnitt dieser Arbeit im Differentialgleichungsansatz nur durch die Vernachlässigung der Torsionssteifigkeit der Rippen, in den Grenzbedingungen durch die starre Einspannung an der Wurzel und in der Durchführung durch die größere Allgemeinheit in der Stärkebemessung der Holme, während hier die Holme für beide Belastungsfälle als Träger gleicher Biegungsfestigkeit bemessen werden. Durch die starre Einspannung an der Wurzel berauben sich die Autoren der Möglichkeit, eine gleichmäßige gegenseitige Entlastung der Holme zu erreichen, so daß sie zu dem dadurch zu engen Er-

[1]) ZFM 1925, S. 407.

[2]) Herr Dr. Blenk hat mich übrigens inzwischen darauf aufmerksam gemacht, daß seine und Herrn Liebers Rechnungen bisher nur für die reinen Torsionsschwingungen die oben behandelte statische Stabilitätsbedingung als allein maßgebend erwiesen haben, daß dagegen für gekoppelte Biegungs-Torsionsschwingungen die, übrigens wahrscheinliche ausschlaggebende Wichtigkeit mangels der bisher noch nicht bestimmten Konstanten noch nicht behauptet werden kann.

[3]) Reißner, Beanspruchung und Sicherheit von Flugzeugen. Jahrbuch der wissenschaftl. Ges. für Luftfahrt 1912/13, Bd. I; Festigkeitsberechnung der Flugzeugholme. Jahrb. der Wiss. Ges. f. L. 1915/16, Bd. IV.

[1]) L. Ballenstedt: Der Einfluß der Spante auf die Festigkeit der Holme. Techn. Berichte der Flugzeugm. 1917/18, Bd. 3, S. 100—111.

[2]) K. Thalau: Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel. Zeitschr. f. Flugtechnik u. Motorluftsch. 1924, S. 103; 1925, S. 86—87. — K. Thalau: Über die Verbundwirkung von Rippen im freitragenden, zweiholmigen und verspannungslosen Flugzeugflügel. Dissertation, Berlin 1925.

[3]) B. Biezeno, J. J. Koch und C. Koning: Über die Berechnung von freitragenden Flugzeugflügeln, Z. f. angew. Math. u. Mech. 1926, S. 97—105.



gebnis gelangen, daß eine gegenseitige Entlastung nicht möglich sei, sondern nur eine Belastungsverschiebung längs jedes Holmes.

Die Ausnutzung der Torsionsfestigkeit der Holme und Rippen für die Verbundwirkung hat ferner noch den Vorteil, daß eine solche hoch überbestimmte Konstruktion bei Verletzung einzelner Bauglieder sich auf die übrigen stützen und noch sicher zur Landung gebracht werden kann.

Stetige Verbundwirkung zweiholmiger Flügel.

Hier soll der extreme Fall sehr vieler Rippen durchgeführt werden, bei dem die Verbindung der Rippen als stetig verteilte Verbindung zwischen den Holmen angesehen werden kann.

In Wirklichkeit ist der freitragende Flügel ein Trägerrost, bestehend aus zwei Holmen und vielen Zwischenrippen, z. B. Holmlänge $l = 6$ m, Rippenabstand $\lambda = 30$—50 cm.

Es werde, wie früher, der freitragende, über den Rumpf hinweglaufende, mit konstanter Flächenbelastung belegte Flügel als genügend umfassend zugrunde gelegt und der Fehler, der entsteht, wenn man die Rippenwirkung stetig verteilt, als unwesentlich vorausgesetzt.

Differentialgleichung der Biegungslinie eines Holmes.

Zu der Querbelastung p des Holmes infolge des durch die Rippe übertragenen Luftdruckes tritt noch ein Drehmoment m, welches sich am Holm als Biegungsbelastung, an der Rippe als Torsionsbelastung äußert und welches in kg/cm auf den laufenden cm, also in kg zu messen ist.

Die Gleichung der Biegungslinie lautet nun, wenn die sogenannte Biegungssteifigkeit des Holmes mit EJ_b bezeichnet wird:

$$E J_b \frac{d^2 y}{d x^2} = -M,$$

wo zufolge der Gleichgewichtsbedingungen am Längenelement dx nach Abb. 8 zu setzen ist:

$$\frac{dM}{dx} = Q - m \quad \text{und} \quad \frac{dQ}{dx} = -p.$$

Nach zweimaliger Differentiation kann man also schreiben:

$$\frac{d^2}{dx^2}\left[E J_b \frac{d^2 y}{d x^2}\right] = p + \frac{dm}{dx} \quad \ldots\ldots (16)$$

welche Gleichung sowohl für den Vorder- als auch für den Hinterholm angesetzt werden kann, was jeweilig durch entsprechende Indizes: v (vorn), h (hinten) gekennzeichnet wird. Es bedeutet also im folgenden $E J v_h$ die Biegungssteifigkeit des Vorder- bzw. Hinterholmes.

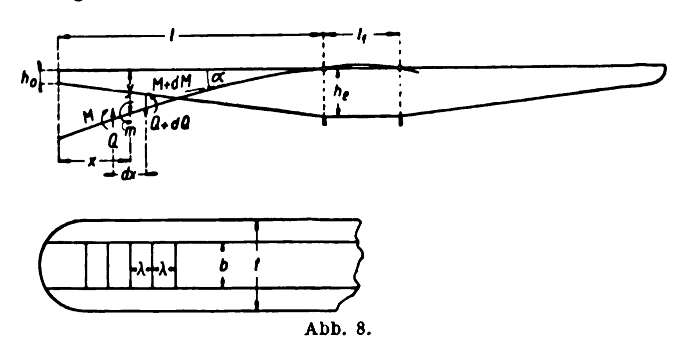


Abb. 8.

Beziehung zwischen Biegung der Holme und Torsion der Rippen.

Die Momentenbelastung m der Holme ist nun gleichzeitig Torsionsbelastung für die Rippen, die immer von einer Verdrehung der Rippen um ihre Schwerachse begleitet ist. bedeutet nämlich $G J_t$ den Verdrehungswiderstand der Rippe von der Länge 1 für den Verdrehungswinkel 1 (die sog. Torsionssteifigkeit), so kann man mit b als Rippenlänge und λ als Rippenabstand schreiben:

$$\frac{d y_v}{dx} - \frac{d y_h}{dx} = \frac{m_v \cdot b}{G J_t/\lambda}$$

oder mit der Abkürzung $j = \frac{G J_t}{b \lambda}$:

$$\left.\begin{aligned} m_v &= j\,\frac{d y_v}{dx} - \frac{d y_h}{dx} \\ m_h &= -j\,\frac{d y_v}{dx} - \frac{d y_h}{dx} \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots (17)$$

Differentialgleichung der Torsion eines Holmes.

Ist M_d das resultierende Drehmoment der Schubspannungen im Querschnitt, so lautet die allgemeine Beziehung

$$G J_t \frac{d\vartheta}{dx} = M_d,$$

wo ϑ den Verdrehungswinkel gegen einen festen Querschnitt und $G J_t$ die Torsionssteifigkeit des Holmquerschnittes bedeuten. Das Torsionsmoment M_d wird erzeugt durch die Torsionsbelastung m_d des Holmes, und diese wiederum wird hervorgerufen durch die Biegungsmomente der Rippen.

Die Gleichgewichtsbedingung für ein Längenelement des Holmes liefert

$$\frac{d M_d}{dx} = -m_d.$$

Die angesetzten Gleichungen bedingen, daß ϑ positiv entgegen dem Uhrzeiger von der Flügelspitze aus, M_d positiv, wenn es am äußeren abgeschnittenen Teil entgegen dem Uhrzeiger wirkt, m_d ebenfalls positiv entgegengesetzt dem Uhrzeiger gesetzt werden. Es ergibt sich also als Differentialgleichung der Torsion eines Holmes:

$$\frac{d}{dx}\left(G J_t \frac{d\vartheta}{dx}\right) = -m_d \quad \ldots\ldots (18)$$

Beziehung zwischen Torsion der Holme und Biegung der Rippen. Kraftübertragung durch die Rippen.

Die Torsionsbelastung m_d der Längeneinheit des Holmes muß nun dem Biegungsmoment der Rippen entsprechen (Abb. 9).

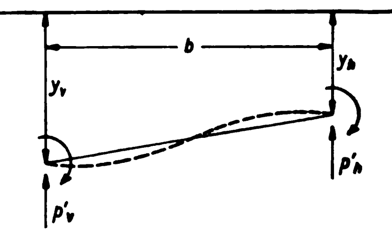


Abb. 9.

Die genaue Berücksichtigung der Biegungslinie der Rippen sowohl infolge Luftdruckbelastung als auch infolge Holmtorsion führt auf recht unhandliche Ausdrücke, die zudem noch von der Stellung der Holme in der Rippenlänge (Abb. 7) abhängen. Es genügt aber, die extreme Annahme durchzuführen, daß die Rippen so biegungssteif sind, daß die Torsionswinkel der beiden Holme mit genügender Genauigkeit als gleich angesehen werden können. Allgemein gilt zunächst auch für biegungselastische Rippen die folgende Beziehung zwischen den Torsionsmomenten der Holme bzw. Endbiegungsmomenten der Rippen m_d und den zusätzlichen Holmbelastungen p', welche durch sie entstehen

$$\left.\begin{aligned} p_v' &= -p_h' = -\frac{m_{d_v} + m_{d_h}}{b} \\ \vartheta_v &= \frac{y_v - y_h}{b} - (2 m_{d_v} - m_{d_h}) \frac{b}{b E J_r} = \\ &= \frac{y_v - y_h}{b} - i\,(2 m_{d_v} - m_{d_h}) \\ \vartheta_h &= \frac{y_v - y_h}{b} - (2 m_{d_h} - m_{d_v}) \frac{b}{b E J_r} = \\ &= \frac{y_v - y_h}{b} - i\,(2 m_{d_h} - m_{d_v}) \end{aligned}\right\} \quad . (19a)$$

Hierin ist zur Abkürzung gesetzt: $i = \frac{b\lambda}{6 E J_r}$, wo $E J_r$ Biegungssteifigkeit einer Rippe. Das zweite Glied der rechten Seite der Gleichung rührt davon her, daß ein frei aufgelagerter Träger von der Länge b und der Biegungssteifigkeit $E J_r$ durch ein Biegungsmoment an einem Ende einen Verdrehungswinkel $\vartheta \frac{M_d \cdot b}{3 E J_r}$ an diesem Ende und $\vartheta = \frac{M_d \cdot b}{6 E J_r}$ an dem anderen Ende zeigt.

Es entstehen also die Zusatzbelastungen p_v' und $p_h' = -p_v'$, wenn die Endmomente der Rippen sich nicht aufheben, und die Verdrehungswinkel sind durch die Durchbiegungen und diese Endmomente m_d der Rippen gegeben.

Die vereinfachende Annahme sagt nun aus, daß

$$\left.\begin{aligned} p_v' &= -p_h' = -\frac{m_{d_v} - m_{d_h}}{b} \\ \vartheta_v &= \vartheta_h = \frac{y_v - y_h}{b} \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots (19b)$$

In den meisten Konstruktionen sind tatsächlich die Rippen, da sie ebenso hoch als die Holme, aber (zwischen den Holmen) viel kürzer sind, sehr biegungssteif, auch zum Teil deswegen, weil sie begehbar sein sollen, während sie anderseits wenig Torsionssteifigkeit besitzen, so daß die vereinfachende Annahme wohl immer das Wesentliche treffen wird.

Verbundträger gleicher Biegungssteifigkeit.

Der vollständige Gleichungsansatz lautet also bei biegungsstarren Rippen sowohl für den Vorder- als auch für den Hinterholm, wenn p_0 die im folgenden noch anzugebende, ursprüngliche Luftdruckbelastung bedeutet:

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d^2}{d x^2}[E J_b y''] = p_0 \mp \frac{m_{d,v} + m_{d_h}}{b} \pm [j(y_v' - y_h')] \\ &\frac{d}{d x}[G J_t \vartheta'] = -m_{d,v_h} \\ &\vartheta = \frac{y_v - y_h}{b} \end{aligned}\right\} \quad . (20)$$

Eine Integration dieser Gleichungen mit beliebig vorgegebenen, veränderlichen Querschnittsgrößen J_b, J_t i und j wäre nur durch umständliche Reihenentwicklungen möglich[1]). Für die Integration gibt es wohl nur zwei praktische Vereinfachungen. Nämlich:

a) Die Annahme konstanter Querschnittsgrößen $J_b \cdot J_t \cdot i \cdot j$, mit denen die obigen linearen Differentialgleichungen konstante Koeffizienten erhalten und durch Exponentialfunktionen allgemein zu integrieren sind.

b) Die Annahme konstanter, maximaler Biegungsspannungen und entsprechende Ausrechnung der Funktionen $J_b \cdot J_t \cdot i$ und j von x, also die Annahme, daß die Holme Träger gleicher Biegungsfestigkeit sein sollen.

Die erste Möglichkeit entspricht nicht besonders dem tatsächlichen Stärkerwerden des Flügels nach der Wurzel hin; die zweite Methode entspricht zwar der ersten Bedingung, läßt sich aber nur für einen bestimmten Belastungsfall, z. B. für konstante Belastung p der Längeneinheit durchführen.

Bevor an die Integration nach der zweiten Methode gegangen wird, müssen zuvor die Belastungsfälle betrachtet werden. In einem früheren Abschnitt war auseinandergesetzt worden, daß man die auftretenden Belastungen beherrschen kann, wenn man erstens eine nicht tordierende Holmbelastung mit dem Lastvielfachen n gleich $n(Q - Q_f)\frac{1}{4l}$, zweitens eine dem Lastvielfachen n entsprechende Torsionsmomentbelastung

$$\frac{n}{2}(Q - Q_f) \varkappa t \frac{1}{2lb}$$

wirken läßt. (Q_f = Flügelgewicht, t = Flügeltiefe.)

In den Gleichungen (19) bzw. (20) wird also

$$p_{0v} = p_{0h} = \frac{n(Q - Q_f)}{4l} = p_1 \quad \ldots\ldots (1)$$

$$p_{0v} = -p_{0h} = \frac{n(Q - Q_f)}{2} \varkappa \frac{t}{b}\frac{1}{2l} = p_2 \quad (2)$$

Es sollen nun diese beiden Belastungszustände p_1 und p_2 durchgerechnet werden, und zwar unter Annahme (b) der Träger gleicher Biegungsfestigkeit und mit Vernachlässigung der elastischen Verbiegung der Rippen ($i = 0$). Ferner sollen die Biegungssteifigkeiten $E J_b$ und die Torsionssteifigkeiten $G J_t$ von Vorderholm und Hinterholm als gleich angenommen werden. Letztere Annahme bringt die Vereinfachung, daß mit einer torsionsfreien Belastung $p_{0v} = p_{0v} = p_1$ auch torsionsfreie Durchbiegung $y_v = y_h = y_1$ verknüpft ist, und daß reine Torsionsbelastung $p_{0v} = p_{0h} = p_2$ bedingt. Nach Durchführung der Rechnung ist übrigens leicht nachzuprüfen, inwieweit die Annahme ($i = 0$) unendlich biegungssteifer Rippen zulässig ist.

Das Gleichungssystem (20) lautet dann für torsionsfreie Belastung, d. h. im wesentlichen bei Fall A:

$$\frac{d^2}{d x^2}[E J_b y_1''] = p_1, \quad m_d = 0, \quad \vartheta = 0 \quad \ldots (21)$$

und für reine Torsionsbelastung, d. h. im wesentlichen Fall C, wenn man beachtet, daß für gleiche Holmsteifigkeiten vorn und hinten $\vartheta_v = \vartheta_h = \vartheta$ und $m_{d,v} = m_{d,h} = m_d$ ist,

$$\left.\begin{aligned} &\frac{d^2}{d x^2}[E J_b y_2''] = p_2 - \frac{2 m_d}{b} + 2\frac{d}{d x}(j y') \\ &\frac{d}{d x}[G J_t \vartheta'] = -m_d \\ &\vartheta = \frac{2 y}{b} \end{aligned}\right\} \quad \ldots (22)$$

Aus dem Gleichungssystem (21) entnehmen wir mit Hilfe der Annahme gleicher Biegungsfestigkeit folgendes:

Biegungsspannung Belastungsfall 1 (A),

$$\sigma_1 = \frac{M_1}{J_b}\frac{h}{2} = \text{konst},$$

wo h die Holmhöhe

$$M_1 = \frac{p_1 x^2}{2} \qquad J_b = \frac{p_1 x^2}{4\sigma_1} h \text{ z. B. für } h = (h_0 + h_1 x):$$

$$J_b = \frac{p_1 x^2}{4\sigma_1}(h_0 + h_1 x) \quad \ldots\ldots\ldots (23)$$

Dieser Verlauf des Holmträgheitsmomentes muß nun im Gleichungssystem (22) beibehalten werden. Gleichungssystem (22) läßt sich durch Einsetzen der beiden letzten Gleichungen in die erste, wenn man wieder $j = \frac{G J_{t,r}}{\lambda b}$ setzt, auch schreiben:

$$\frac{d^2}{d x^2}[E J_b y_2''] = p_2 + \frac{2}{b^2}\cdot\frac{d}{d x}\left[G\left(2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r}\right) y'\right] \quad (22\text{a})$$

Auch für diesen Belastungsfall soll nun die Biegungsspannung σ_2 konstant sein, also gelten:

$$\frac{M_2}{J_b}\cdot\frac{h}{2} = \frac{E h}{2} y_2'' = \sigma_2 = \text{konst},$$

woraus:

$$y_2' = \frac{2\sigma_2}{E}\int\frac{d x}{h} = \frac{2\sigma_2}{E h_1}\ln h + A$$

folgt, und die Integrationskonstante A aus dem Tangentialwinkel α der Biegungslinie an der Einspannungsstelle berechnet werden kann, nämlich zu:

$$\alpha = \frac{2\sigma_2}{E h_1}\ln(h_0 + h_1 \cdot l) + A,$$

also mit $h_0 + h_1 \cdot l = h_l$

$$y_2' = \frac{2\sigma_2}{E h_1}\cdot\ln\left(\frac{h}{h_l}\right) + \alpha.$$

[1]) Siehe jedoch Biezeno, Koch und Koning loc. cit.

Hat z. B. der unbelastete Teil des Flügels über dem Rumpf die Länge l_1 (Abb. 8) und ist M_l das Biegungsmoment und J_l das Trägheitsmoment daselbst, so wird

$$a = -\frac{M_l l_1}{2 E J_l} = -\frac{\sigma_2 l_1}{E h_l}.$$

Man kann dann schreiben:

$$y_2' = \frac{\sigma_2}{E h_1}\left[2 \ln\left(\frac{h}{h_l}\right) - \frac{h_1}{h_l}\cdot h_1\right] \quad . . . . (24)$$

Die linke Seite der Gleichung (22a) wird jetzt zufolge der Annahme konstanter Biegungsspannung σ_2 konstant, da

$$E J_b y_2'' = E \frac{p_1}{4\sigma_1}\cdot x^2 \cdot h \frac{2\sigma_2}{E h} = \frac{p_1 \sigma_2}{2\sigma_1} x^2,$$

also

$$\frac{d^2}{d x^2}[E J_b y_2''] = p_1 \frac{\sigma_2}{\sigma_1}.$$

Der Entlastungsfaktor ν.

Es ist nun das zweite Glied der rechten Seite der Gleichung (22a), d. h. die Entlastung der Holme, so zu dimensionieren, daß diese letzte Bedingung befriedigt wird.

Nennen wir p_3 die gegenseitige Entlastung der Holme, so kann man also setzen:

$$\frac{2}{b^2}\frac{d}{d x}\left[G\left(2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r} x\right) y'\right] = -p_3 = p_1 \frac{\sigma_2}{\sigma_1} -$$

$$- p_2 = -p_2\left(1 - \frac{p_1 \sigma_2}{p_2 \sigma_1}\right) \quad . . . . (25)$$

Es wird also die verhältnismäßige Entlastung oder der Entlastungskoeffizient

$$\nu = 1 - \frac{p_1 \sigma_2}{p_2 \sigma_1},$$

und es zeigt sich zunächst das sehr einfache Ergebnis, daß die gegenseitige Entlastung der Holme bei konstanter Torsionsbelastung in einer konstanten Entlastung p_3 auf die Längeneinheit besteht.

Hierzu ist allerdings die folgende Dimensionierung der Torsionssteifigkeit der Holme und Rippen notwendig:

$$G\left(2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r} x\right) y' = \frac{b^2}{2}\left(p_1 \frac{\sigma_2}{\sigma_1} - p_2\right)\cdot x + B$$

oder nach Einsetzen des oben berechneten Wertes von y' (Gl. (23))

$$\left(2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r}\right) = \frac{E}{G}\frac{b^2 h_1}{2\sigma_2}\frac{\left(p_1 \frac{\sigma_2}{\sigma_1} - p_2\right) x + B}{2 \ln \frac{h}{h_l} - \frac{l_1 h_1}{h_l}}.$$

Man sieht, daß man an der Flügelwurzel $x = l$ den Tangentenwinkel α nicht Null setzen darf — $l_1 \neq 0$ gibt ja auch keine horizontale Einspannung — weil sonst mit $h = h_l$ der Nenner der rechten Seite Null werden würde.

In allen anderen Fällen ($l_1 \neq 0$) ergibt sich aber eine konstruktiv vernünftige Dimensionierung der Torsionssteifigkeiten, wobei die Integrationskonstante B aus einer Annahme über die Torsionssteifigkeit an der Flügelspitze $(2 J + b J_r)_0$ folgt, nämlich:

$$\left(2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r}\right)_0 = B \frac{\frac{E}{G}\frac{b^2 h_1}{2\sigma_2}}{2 \ln \frac{h_0}{h_l} - \frac{l_1 h_1}{h_l}},$$

so daß bei verschwindender Torsionssteifigkeit des Holmes und der Rippen an der Flügelspitze (entsprechend $J_b = 0$ für $x = l$) $B = 0$ wird.

Es ergibt sich dann die folgende Dimensionierungsvorschrift:

$$2 J_t + b J_{t,r} = \frac{E}{G}\cdot\frac{b^2}{2} h_1 \frac{p_2}{\sigma_2}\cdot \nu \cdot \frac{x}{\frac{l_1}{h_l}\cdot h_1 - 2 \ln\left(\frac{h}{h_l}\right)} \quad . (26)$$

Zahlenbeispiel.

Ein Zahlenbeispiel möge diese Dimensionierung anschaulich machen:

Es sei in Abb. 8 entsprechend wirklichen Ausführungen:

$l = 700$, $l_1 = 140$, $h_l = 40$, $h_0 = 8$, $b = 150$, $t_{mittel} = 250$ cm.
$Q = 1800$, $Q_f = 300$ kg, Belastungsvielfaches $n = 5$.

Ferner werde als Streckgrenze des Baustoffes für den ersten Belastungsfall $\sigma_1 = 5000$ kg/cm^{-2} und für den zweiten Belastungsfall wegen der gleichzeitigen Wirkung der Horizontalbelastung und, um die Torsionssteifigkeit des Flügels zu erhöhen $\sigma_2 = 4000$ kg/cm^{-2} vorausgesetzt.

Die Belastungen auf den lfd. cm Holmlänge werden dann:

$$p_1 = -n\frac{Q - Q_f}{4 l} = -5\frac{1500}{2800} = -2{,}68 \text{ kgcm}^{-1}$$

$$p_2 = \frac{n}{2}\cdot\frac{Q - Q_f}{2 l}\cdot \varkappa \frac{t}{b} = 2{,}5\cdot\frac{1500}{1400}\cdot\frac{2}{3}\cdot\frac{250}{150}$$

$$= \pm 2{,}97 \text{ kgcm}^{-1} \text{ für } \varkappa = \frac{2}{3}$$

und weiterhin:

$$\frac{\sigma_1}{p_1} = 1865 \quad \frac{\sigma_2}{p_2} = 1347 \text{ cm}^{-1} \quad h_1 = \frac{h_l - h_0}{l} = 0{,}0456$$

und der Entlastungsfaktor

$$\nu = 1 - \frac{\frac{\sigma_2}{p_2}}{\frac{\sigma_1}{p_1}} = 0{,}277.$$

Man kann also durch Wahl einer kleinen zulässigen Biegungsspannung für den zweiten Belastungsfall (reine Torsionsbelastung) den Faktor der gegenseitigen Entlastung nach Wunsch einrichten.

Aus Belastungsfall 1 ergibt sich um die Verteilung des Holmträgheitsmomentes nach der Formel (23):

$$J_b = \frac{l^2}{4\frac{\sigma_1}{p_1}} h \left(\frac{x}{l}\right)^2 = \frac{700^2}{4\cdot 1865}\cdot(8 + 0{,}0456\, x)\left(\frac{x}{l}\right)^2$$

$$J_b = (525 + 3\, x)\left(\frac{x}{l}\right)^2,$$

während die vereinigte Torsionssteifigkeit von Holm und Rippen zu berechnen ist nach der Beziehung:

$$2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r} = \frac{E}{G}\cdot\frac{b^2}{2}\cdot h_1 \frac{\nu}{\frac{\sigma_2}{p_2}}\cdot\frac{x}{\frac{l_1 h_1}{h_l} - 2 \ln \frac{h}{h_l}}$$

$$= \frac{0{,}264\, x}{0{,}16 - 2 \ln\,(0{,}2 + 0{,}16\, x)}.$$

Die Ausrechnung dieser beiden Formeln sei in der folgenden Zusammenstellung wiedergegeben:

$\frac{x}{l}$	J	$2 J_t + \frac{b}{\lambda} J_{t,r}$
0	0	0
1/4	65,5	23,3
1/2	395	67,3
3/4	1185	229
1	2620	1134

Beachtet man, daß für einen kreisförmigen Holmquerschnitt $J_t = 2 J$, so erkennt man, daß schon eine sehr geringe Torsionssteifigkeit der Holme und der Rippen ausreicht, um einen Entlastungsfaktor von 0,277 zu erzielen.

Für die Querschnittsbemessung im einzelnen ist ein Berechnungsverfahren der Torsionssteifigkeiten und Torsionspannungen von Stäben, die aus Blechwänden, d. h. den Gurtungen und Gitterwerk, das sind die Stegwände, zusammengesetzt sind, erforderlich. Es soll in einem späteren Abschnitt gegeben werden.

Torsionsmomente des einzelnen Holms. Torsionssteifigkeiten des ganzen Flügelkörpers.

Für die Querschnittsberechnung sind offenbar aber auch die Torsionsmomente insbesondere der Holme zu berücksichtigen, welche aus den Gleichungen (22) und (25) sofort angegeben werden können, wenn zwischen der Torsionsteifigkeit der Rippen $J_{t,r}$ und derjenigen der Holme J_t ein bestimmtes Verhältnis vorausgesetzt wird, etwa

$$J_t = r\, J_{t,r}.$$

Es war:

$$\frac{2G}{b^2}\frac{d}{dx}\left[y'\left(2J_t+\frac{b}{\lambda}J_{t,r}\right)\right] = \\ = \frac{2G}{b}\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right)\frac{d}{dx}(J_t\,\vartheta') = -p_2\,\nu$$

und dies wiederum führt zu:

$$2\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right)\frac{1}{b}\,m_d = p_2\,\nu,$$

so daß das Torsionsmoment eines Holmquerschnittes den Wert erhält:

$$M_d = m_d\cdot x = \nu\,p_2\,b\,\frac{x}{2\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right)} \quad .\ .\ .\ .\ (27)$$

oder unter Beachtung des Wertes der C-Belastung p_2

$$M_d = \nu\,\frac{x}{2\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right)}\,\frac{n}{2}\,\frac{Q-Q_F}{2l}\,\varkappa\,t.$$

Aus diesem Torsionsmoment M_d muß dann die Schubspannung durch Torsion im Holmquerschnitt berechnet und auf ihre Zulässigkeit geprüft werden.

Nach Gewinnung der Einzelergebnisse der obigen Gleichungen ist man nunmehr in der Lage, auch die Torsionssteifigkeit des ganzen Flügelkörpers anzugeben. Diese Größe braucht man z. B. wie im vorhergehenden Hauptabschnitt, um die Nachgiebigkeit des Flügelkörpers zu kennen und Fragen wie die der Torsionsstabilität und der C-Fallbelastung zu beantworten.

Nennen wir die Torsionssteifigkeit des Flügelkörpers wie früher GJ (ohne Index), so gilt die Definitionsbeziehung:

$$G\,J\,\vartheta' = -p_2\,b\,x.$$

Anderseits war:

$$G\,J_t\,\vartheta' = -p_2\,b\,x\,\frac{\nu}{2}\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right).$$

Daraus folgt sofort:

$$J = 2\,J_t\,\frac{1}{\nu\left(1+\frac{b}{\lambda r}\right)} \quad .\ .\ .\ .\ .\ .\ .\ (26)$$

Sei z. B. die Torsionssteifigkeit der Rippen gleich der halben Holmsteifigkeit ($r=2$), ferner $\frac{b}{\lambda}=3$ und nehmen wir den Entlastungsfaktor $\nu = 0{,}277$ wie früher, so ergibt sich:

$$J = 2\,J_t\,\frac{1}{0{,}277\cdot\frac{5}{2}} = 2\,J_t\cdot 1{,}444.$$

Die Torsionssteifigkeit des Ganzen ist also infolge der Biegungssteifigkeit der Holme beinahe $1\frac{1}{2}$mal so groß als die Summe der Torsionssteifigkeiten der Holme.

Nachprüfung der Zulässigkeit der Voraussetzung der Biegungsstarrheit der Rippen.

Um den Rechnungsgang zu schließen, bleibt nun noch übrig, die Zulässigkeit der Hypothese der Biegungsstarrheit der Rippen zu prüfen.

Es war nach Gleichung (22):

$$\frac{d}{dx}[G\,J\,\vartheta'] = -m_d,\quad \vartheta = \frac{2y}{b} - i\,m_d,\quad i = \frac{b}{6\,E\,J_r}.$$

Hierin wurde $i\,m_d$ gegen das Glied $\frac{2y}{b}$ vernachlässigt, obwohl an der Wurzel $y=0$ wird, indem $i\,m_d$ also auch ϑ dort auch als genügend klein vorausgesetzt wurde.

Daß diese Voraussetzungen berechtigt waren, erkennt man, wenn man für eine zulässige Biegungsspannung der Rippe (σ_3) das für m_d erforderliche Trägheitsmoment der Rippe an irgendeiner Stelle ausrechnet und mit dem konstruktiv ausführbaren vergleicht, und zwar wie folgt:

Das erforderliche Trägheitsmoment einer Rippe wird:

$$J_{r\,\min} = \frac{m_d\,h}{2\,\sigma_3}\,\lambda.$$

Es ist nun:

$$m_d = -\frac{d}{dx}\left[G\,J_t\,\frac{2y'}{b}\right].$$

Anderseits war aber nach Gl. 25

$$\frac{d}{dx}\left[G\left(2J_t+\frac{b}{\lambda}J_{r,t}\right)y'\right] = \frac{b^2}{2}\left(p_1\frac{\sigma_2}{\sigma_1}-p_2\right)$$

und daraus, wenn man überschläglich $\frac{b}{\lambda}J_{r,t} = 2J$ setzt

$$m_d = \frac{b}{4}\cdot p_2\cdot\nu \text{ und } J_{r\,\min} = \frac{b}{4}\cdot p_2\cdot\nu\,\frac{h}{2\,\sigma_3}\,\lambda.$$

Wegen der verschiedenartigen Beanspruchungen der Rippen möge hier σ_3 nur zu 3000 kg/cm² zugelassen werden, so daß sich zahlenmäßig z. B. an der Wurzel ergibt:

$$J_{r\,\min} = \frac{150}{4}\cdot 2{,}97\cdot 0{,}277\,\frac{40}{6000} \cong 0{,}22\,\lambda\ \text{cm}^4$$

und mit einem Rippenabstand von $\lambda = 50$ cm

$$J_{r\,\min} = 11\ \text{cm}^4.$$

Dagegen würde der in Wirklichkeit auszuführende Rippenquerschnitt bei einer Rippenhöhe von 40 cm etwa ein Trägheitsmoment $J_r = \frac{1}{2}\cdot 0{,}25\cdot 40^2 = 200$ cm⁴ besitzen.

Damit ist aber die Näherungsvoraussetzung biegungsstarrer Rippen als zulässig nachgewiesen, da das wirklich zu konstruierende Trägheitsmoment etwa 20mal so groß ist als das erforderliche. Die Wellenlinie der Biegung der Rippen darf also vernachlässigt werden.

(Fortsetzung folgt.)

Das zweidimensionale, atmosphärische Stromfeld um ein Hindernis.

Mitteilung aus dem Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V., Wasserkuppe.

a) Problemstellung und Theorie.

Von P. Raethjen.

I. Allgemeiner Weg der Untersuchung.

Der statische Segelflug, wie er bei den Segelflugwettbewerben in der Rhön und in Rossitten zur Anwendung kommt, nimmt seine Energie aus dem »Hangwind«, der »Aufkomponente« eines stationären Strömungsfeldes um den Berghang. Es ist aber bisher kaum möglich gewesen, bei einem Segelflug exakt zu entscheiden, ob tatsächlich nur ein stationärer Aufwind genutzt ist, oder ob auch im dynamischen Segelflug aus den Windschwankungen Energie entnommen ist. Außerdem ist es meteorologisch interessant, die verschiedenen Einflußgrößen zu untersuchen, auf die im allgemeinen ein stationärer Aufwind zurückgeführt wird. Dies sind insbesondere, wenn man von thermischem Aufwind infolge von Sonneneinstrahlung absieht: 1. Die Hinderniswirkung, reibungslos gedacht, 2. die Reibung, deren Einwirkung wegen der »Turbulenz« sich der unmittelbaren theoretischen Erfassung entzieht.

Daher scheint es als erwünscht, einmal ein einfaches Problem der stationären atmosphärischen Hindernisströmung in seiner Gesamtheit zu klären. Das einfachste Problem ist ohne Zweifel das zweidimensionale Stromfeld in

Luv eines langgestreckten Hindernisses. Dies ist schon von H. Koschmieder in dankenswerter Weise betont worden.

Für die Klärung dieses Problems gibt es, wie meistens in den exakten Naturwissenschaften, zwei Wege: 1. Die theoretische Untersuchung, d. h. die Konstruktion eines theoretisch zu erwartenden Stromfeldes, 2. die experimentelle Untersuchung, die direkte Einmessung eines Stromfeldes in der Atmosphäre.

Eine Experimentaluntersuchung ist anläßlich des Segelflugwettbewerbes 1925 vom Meßtrupp ausgeführt worden vor der Düne von Rossitten, in demjenigen Gebiet, welches von den Segelfliegern für Dauerflüge bevorzugt wurde. Hier kann man ein einigermaßen zweidimensionales Stromfeld erwarten, weil die Düne auf einer Strecke von ca. 5 km bis Pilkoppen nahezu gleiches Profil zeigt. Die Stromfeldvermessung und ihre Auswertung werden anschließend von Herrn F. Wagner mitgeteilt werden.

Theoretische Untersuchungen von Hindernisstromfeldern sind bisher gemacht worden von Pockels[1]), Defant[2]), Ackeret[3]) und H. Koschmieder[4]). Die Autoren untersuchen eine reibungslose Hindernisströmung zweidimensional und nehmen »Wirbelfreiheit« als Voraussetzung an. Diese Annahme ist aber, wie Bjerknes gezeigt hat, nur zulässig, wenn die Temperaturverteilung in der Atmosphäre »adiabatisch« ist, d. h., wenn gehobene oder gesenkte Luftquanten durch ihre adiabatische Zustandsänderung gerade die Temperatur ihrer neuen Umgebung annehmen. In diesem Falle fällt nämlich das Schwere-Glied aus den Strömungsdifferentialgleichungen heraus.

Ist der Betrag des vertikalen Temperaturgradienten kleiner, als adiabatisch, so herrschen statische Kräfte, welche bemüht sind, jedes Luftquantum in der Höhe zu halten, in der die entsprechende potentielle Temperatur vorhanden ist. Daher ist von W. Georgii mehrfach die Ansicht ausgesprochen worden, daß in diesem Falle der Aufwind schwächer sein müsse als bei adiabatischen Temperaturgradienten.

Die Rossittener Stromfeldvermessung zeigt nun, wie Herr F. Wagner mitteilen wird, bei ungefähr halbadiabatischem Temperaturgradienten (½° C Temperaturabnahme auf je 100 m) tatsächlich erheblich schwächeren Aufwind, als die (wirbelfreie) Potentialströmung verlangt (siehe die folgende Abhandlung von Herrn F. Wagner). Dadurch ergab sich die Frage, ob die gemessene Abweichung tatsächlich auf die hydrostatischen Gleichgewichtskräfte zurückzuführen sei, die von der nichtadiabatischen Temperaturverteilung herrühren, oder ob sie evtl. durch Reibung und Turbulenz erklärt werden müsse.

Eine Klärung dieser Frage ist nur möglich durch Untersuchung eines Stromfeldes, welches sich aus den reibungslosen Strömungsdifferentialgleichungen ergibt, wenn man die hydrostatischen Gleichgewichtskräfte nicht vernachlässigt, d. h., wenn man die strömende Flüssigkeit als inhomogen ansieht. Es bleibt uns also hier die mathematisch unangenehme Aufgabe der Behandlung dieser Differentialgleichungen nicht erspart.

Der Gang dieser mathematischen Untersuchung ist kurz folgender (er wird am Schluß ausführlich behandelt):

Die drei allgemeinen Differentialgleichungen für zweidimensionale, stationäre Strömung lauten:

$$\left.\begin{aligned} -\frac{\partial p}{\partial x} &= \varrho \cdot u \frac{\partial u}{\partial x} + \varrho v \frac{\partial u}{\partial y} \\ -\frac{\partial p}{\partial y} &= \varrho \cdot u \frac{\partial v}{\partial x} + \varrho v \frac{\partial v}{\partial y} + g \varrho \\ \frac{\partial \varrho u}{\partial x} &+ \frac{\delta \varrho v}{\partial y} = 0 \\ &\text{(sogenannte »Kontinuitätsgleichung«)} \end{aligned}\right\} \quad \ldots (1)$$

wo p den Druck, ϱ die Luftdichte, u die horizontale Strömungsgeschwindigkeit, v die vertikale Strömungsgeschwindigkeit, x die horizontale Koordinate, y die vertikale Koordinate, g die Erdbeschleunigung bedeutet.

Hier wird zunächst, um die 3. Gleichung zu erfüllen, eine Stromfunktion h eingeführt, deren partielle Differentialquotienten die Komponenten des Stromimpulsvektors[1]) darstellen, dann der Druck p in bekannter Weise eliminiert durch Differenzieren und Subtrahieren der beiden ersten Differentialgleichungen. Man erhält dadurch eine Differentialgleichung für die Stromfunktion. Diese Differentialgleichung stellt das Bjerknessche Gesetz von der Wirbelbeschleunigung dar, und wenn man hier die aerostatische Abhängigkeit zwischen Luftdichte, Druck und Meereshöhe einführt, wenn man außerdem eine lineare Näherungsform bildet unter der Annahme, daß die vertikalen Luftbewegungen klein sind gegenüber den horizontalen (die Anregung zu dieser Vereinfachung verdanke ich Herrn Prof. L. Prandtl), so erhält man eine lineare Differentialgleichung dritter Ordnung, welche sich unmittelbar einmal integrieren läßt. Durch die Integration erhält man eine Differentialgleichung zweiter Ordnung, welche in der Physik nächst der harmonischen sehr häufig vorkommt, die Schwingungsdifferentialgleichung

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = -C \cdot \psi \quad \ldots \ldots \ldots (2)$$

wo ψ als »Störungsstromfunktion« gegeben ist durch $h = y + \psi$ und die Konstante C den Wert

$$C = \frac{g}{u_0^2} \frac{\vartheta}{T} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots (3)$$

g = Erdbeschleunigung,
u_0 = Anströmungsgeschwindigkeit,
ϑ = Gradient der Pot.-Temperatur,
T = absolute Temperatur,

hat.

Die Differentialgleichung (2) läßt periodische Lösungen zu und kennzeichnet dadurch die Atmosphäre mit nicht verschwindendem Gradienten der potentiellen Temperatur als schwingungsfähiges System.

Den einfachsten Fall einer reinen Vertikalschwingung, nämlich die Schwingung eines kugelförmig abgegrenzten Luftquantums in sonst ruhender, stabil geschichteter Luft, hat W. Milch[2]) auf einem anderen Wege untersucht. Obwohl hier die Schwingungen nicht eingehend behandelt werden sollen, seien doch seine Resultate verglichen mit dem, was die Differentialgleichung verlangt:

Eine mögliche Lösung der Differentialgleichung (2) ist die reine Vertikalschwingung:

$$\psi = \sin \sqrt{C} \cdot x,$$

wie man leicht durch Einsetzen erkennt.

Diese Vertikalschwingung hat die räumliche Periode

$$x = \frac{2\pi}{\sqrt{C}}$$

und bei einer Horizontalgeschwindigkeit u_0 die zeitliche Periode:

$$p = \frac{x}{u_0} = \frac{1}{u_0} \frac{2\pi}{\sqrt{C}}$$

oder, da

$$C = \frac{g}{u_0^2} \frac{\vartheta}{T}$$

ist:

$$p = 2\pi \sqrt{\frac{T}{\vartheta} \cdot \frac{1}{g}}.$$

[1]) Annalen der Physik, 4, S. 459, 1901. Siehe auch Met. Zeitschrift 18, S. 300, 1901.

[2]) Beitr. z. Physik d. fr. Atm. IX, S. 159, 1921.

[3]) ZFM, 14, S. 87, 1923.

[4]) H. Koschmieder. ZFM 1924, S. 236.

[1]) V. Bjerknes nennt den »Stromimpuls« »spezifische Bewegungsgröße« (siehe V. Bjerknes, Dynamische Meteorologie, II. Teil, S. 25, Braunschweig 1913).

[2]) W. Milch, Über Reibung und Austausch. Ann. d. Hydr. 1925, S. 113.

W. Milch erhält[1]) (in seiner Terminologie):

$$p = 2\pi \sqrt{\frac{3\,m}{2\,A}},$$

also nach unserer Terminologie

$$p = 2\pi \sqrt{\frac{3}{2}\,\frac{T}{\vartheta}\,\frac{1}{g}}.$$

Dabei ist der Faktor $\sqrt{\frac{3}{2}}$ bei W. Milch durch die »scheinbare Masse« seines als feste Kugel behandelten Luftquantums bedingt. Diese »scheinbare Masse« tritt im Falle eines insgesamt schwingenden Kontinuums nicht auf.

Für die Untersuchung eines stationären Strömungsfeldes um ein Hindernis schaltet man am besten die Wellenbewegungen aus durch die Randbedingung, daß die Störung im Unendlichen verschwinden soll:

$$\psi_\infty = 0.$$

Für diese schärfere Randbedingung kann man ein Integral aufsuchen auf folgendem Näherungswege: Man geht aus von der Potentialströmung einer Stromfunktion $h = y + \chi$, für die

$$\frac{\partial^2 \chi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \chi}{\partial y^2} = 0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

ist und $\chi_\infty = 0$, im übrigen die Randbedingung $h =$ constans erfüllt ist auf dem Dünenprofil. Diese Potentialströmung läßt sich in bekannter Weise auf dem Wege einer elektrischen Plattenströmung herstellen und ist von Herrn F. Wagner (siehe die folgende Abhandlung) für das Rossittener Dünenprofil konstruiert worden. Die Wagnersche Figur stellt den Verlauf von h dar; χ erreicht nur in der näheren Umgebung der Düne beträchtliche Werte, weiter davon geht es auf Null.

Über diese Potentialströmung überlagert man zunächst die reine Wirbelströmung

$$\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2} = -\,C \cdot \chi \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

unter der Randbedingung $\psi =$ constans auf dem Profil und im Unendlichen. Eine rohe Näherung dieser Wirbelströmung, die im folgenden zu einer Abschätzung verwendet werden soll, läßt sich ebenfalls auf dem Wege der Plattenströmung herstellen. Man ersetzt die räumlich verteilten Wirbel durch ein einziges Wirbelzentrum im Hauptstörungsgebiet. Dieser Wirbel muß in der elektrischen Plattenströmung als Quelle auftreten und wird realisiert durch eine punktförmige Elektrode P, die der Profilelektrode (Düne) gegenübersteht. Also die Punktelektrode dient zur näherungsweisen Erfüllung der Wirbelbedingung (5) und die Profilelektrode zur Erfüllung der Randbedingung $\psi =$ constans auf dem Profil. Für die Gestaltung dieses reinen Wirbelstromfeldes ist die Stärke des punktförmigen Wirbels zunächst unwesentlich, nur die Lage des Wirbelzentrums zum Dünenprofil bestimmt die Lage der Stromlinien. Der Anschaulichkeit halber sei hier das reine Wirbelstromfeld für die Rossittener Düne mit einem symetrischen Doppelwirbel wiedergegeben (Abb. 1). Durch den Plattenrand, der senkrecht auf dem Dünenkamm das Stromfeld abschneidet, erhält man nämlich in der Strömungsplatte die eine Hälfte eines symetrischen Doppelfeldes. Die zentrumsnahen Teile des Wirbelstromfeldes sind nicht miteingezeichnet, da sie für die Abschätzung der Differentialgleichung (5) nicht in Frage kommen. Überlagert man dieses Wirbelstromfeld mit der in der Differentialgleichung vorgeschriebenen Wirbelstärke über das Potentialströmungsfeld, so kann man erwarten, daß man sich der tatsächlichen Lösung von Gleichung (2) nähert. Man könnte diesen Weg mit verteilten Wirbeln systematisch als einen schrittweisen Näherungsweg einschlagen. Dabei ist es allerdings fraglich, ob dieser Weg immer zu einem Grenzwert des Stromfeldes führt, oder ob die unendliche Reihe, als deren Teilsummen die einzelnen Schritte aufzufassen sind, divergiert. In jedem Falle ist es interessant, den Einfluß des ersten Näherungsschrittes abzuschätzen.

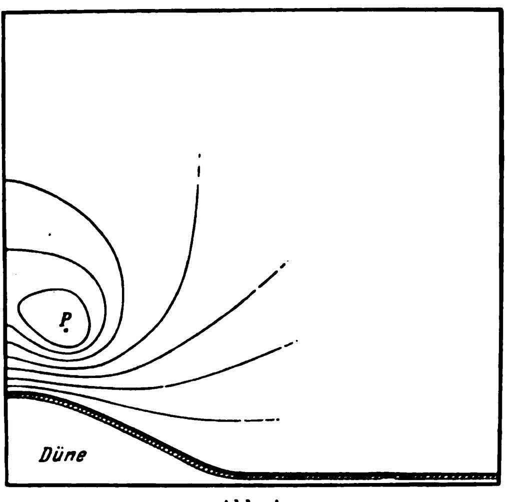


Abb. 1.

Da entsprechend der bereits erwähnten Verteilungsart von χ die gesamten Wirbel für unsere Abschätzung in einem Zentrum zusammengefaßt werden sollen, wird die Gesamtwirbelstärke ermittelt durch Integration der Gleichung (5) über die Fläche F des Wirbelgebietes:

$$\int^F \left(\frac{\partial^2 \psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \psi}{\partial y^2}\right) d\,F = -\,C \cdot \chi_m \cdot F \quad \ldots\ldots \quad (6)$$

wo χ_m ein Mittelwert der Störung χ ist.

Nach dem Gaußschen Satz kann man das links stehende Flächenintegral in ein Randintegral um F überführen:

$$\int^F \frac{\partial \psi}{\partial n}\, d\,s = -\,C\,\chi_m\,F,$$

wo n die Normale auf dem Rande von F und ds ein Randlinienelement ist, oder, um die Gleichung dimensionslos zu schreiben:

$$\frac{\int^F \frac{\partial \psi}{\partial n}\, d\,s}{\chi_m} = -\,C \cdot F \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7)$$

Zur numerischen Abschätzung legen wir die Werte der Rossittener Stromfeldvermessung zugrunde:

Es war:

$$\vartheta = \frac{1}{2} \cdot 10^{-2}\,\frac{{}^\circ\mathrm{C}}{\mathrm{m}}$$

$$T = 300\ {}^\circ\mathrm{C}\ \text{(absolut)}$$

$$g = 10\,\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{sec}^2}$$

$$u_0 = 8\,\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{sec}}.$$

Also:

$$C = \frac{g}{u_0^2}\,\frac{\vartheta}{T} = 2{,}6 \cdot 10^{-6}\,\frac{1}{\mathrm{m}^2}.$$

Es wird geschätzt nach der Potentialströmung (siehe die folgende Abhandlung von Herrn F. Wagner):

$$F = 5000\ \mathrm{m}^2.$$

Also nach Gleichung (7):

$$\frac{1}{\chi_m} \int^F \frac{\partial \psi}{\partial n}\, d\,s = -\,1{,}3 \cdot 10^{-2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

Nimmt man an, daß das Zählerintegral in erster Linie auf denjenigen Stromlinienstücken gebildet wird, die

[1]) W. Milch, Über Reibung und Austausch. Ann. d. Hydr. 1925, S. 116.

zwischen der Wirbelelektrode und dem Dünenkamm liegen — diese Annahme wird gerechtfertigt durch die Abbildung —, so ergibt sich hier ein Maximalwert der Wirbelstromgeschwindigkeit von der Größenordnung

$$\frac{\partial \psi}{\partial n} \leq 1 \cdot 10^{-2}$$

als horizontale, der Anströmung entgegengerichtete Geschwindigkeitsstörung durch den Wirbel. Dabei ist allerdings das zentrumsnahe Wirbelstromfeld für diese Abschätzung ausgeschaltet, weil die Gradienten $\frac{\partial \psi}{\partial n}$ hier wesentlich erhöht werden durch die Zusammendrängung der eigentlich räumlich verteilten Wirbel in einem Zentrum. Da die Potentialströmung einen horizontalen Geschwindigkeitswert $\frac{\partial h}{\partial y}$ zwischen 1 und 2 hat, kommt eine Korrektur der Potentialströmung für die Rossittener Verhältnisse noch nicht in Frage. Doch ist zu sehen, daß das Wirbelfeld sich bemerkbar machen müßte bei geringeren Anströmungsgeschwindigkeiten und höheren Hindernissen. Insbesondere kann man annehmen, daß vor dem hundertmal höheren Alpenrücken bei ausgesprochener Temperaturinversion die Luft vollständig gestaut werden kann. In diesem Falle kann man allerdings die Differentialgleichung (2) streng genommen nicht mehr anwenden, da sie als Näherung nur gilt für den Fall, daß die Störungsgeschwindigkeiten kleiner sind, als die Anströmungsgeschwindigkeiten. Vor allem wird man in diesem Falle auch die »adiabatische Zustandsänderung« der gehobenen und gesenkten Luftquanten kaum als erfüllt ansehen können.

Die von Herrn F. Wagner im folgenden mitgeteilte Stromfeldvermessung von Rossitten zeigt nun ein von der Potentialströmung erheblich abweichendes Bild. Es fällt insbesondere eine Art »Totluftkeil« auf, ein Stau vor der Düne, der übrigens auch auf andere Weise mehrfach festgestellt ist. Nach den vorstehenden Überlegungen scheint diese Abweichung als Reibungserscheinung zu deuten. Doch kann man hierüber nichts Endgültiges sagen, bis es gelingt, die Konvergenz- und Divergenzbedingung des angewandten Abschätzungsverfahrens nachzuweisen.

Zum Schluß sei mir gestattet, Herrn Prof. Dr. L. Prandtl für seine Anregungen herzlich zu danken, insbesondere für seine Ratschläge bei der Behandlung der Differentialgleichung (2).

II. Die Differentialgleichung des Stromfeldes.

Zeichen:

- x Horizontale Koordinate,
- y Vertikale Koordinate (von der Haffhöhe als Nullpunkt gerechnet),
- u Horizontale Strömungsgeschwindigkeitskomponente,
- v Vertikale Strömungsgeschwindigkeitskomponente,
- ϱ Luftdichte,
- p Luftdruck,
- g Erdbeschleunigung.

Es wird außerdem für die Differentialquotienten gebräuchliche Indexabkürzung gebraucht, z. B.

f_x für $\frac{\partial f}{\partial x}$

f_{xy} für $\frac{\partial^2 f}{\partial x\, dy}$

f' für $\frac{df}{dz}$ wenn f nur Funktion von z ist.

Die Differentialgleichungen der reibungslosen, stationären Strömung lauten:

$$\left.\begin{aligned} -\frac{\partial p}{\partial x} &= \varrho u \frac{\partial u}{\partial x} + \varrho v \frac{\partial u}{\partial y} \\ -\frac{\partial p}{\partial y} &= \varrho u \frac{\partial v}{\partial x} + \varrho v \frac{\partial v}{\partial y} + g \cdot \varrho \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (1)$$

$$\frac{\partial \varrho u}{\partial x} + \frac{\partial \varrho v}{\partial y} = 0 \text{ (Kontinuitätsgleichung)} \quad (2)$$

Das Integral der Kontinuitätsgleichung (2) ist ohne weiteres anzugeben mit Hilfe einer Stromfunktion $h = h(x, y)$, welche durch die Gleichungen (3) definiert ist:

$$\left.\begin{aligned} \varrho u &= w_0 \cdot h_y & u &= \frac{w_0 \cdot h_y}{\varrho} \\ \varrho v &= -w_0 \cdot h_x & v &= -\frac{w_0 \cdot h_x}{\varrho} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (3)$$

wo $w_0 = \varrho_0 \cdot u_0$ der im Unendlichen konstante Stromimpuls ist.

Um dieser Stromfunktion h einen anschaulichen Inhalt zu geben, sei ihr Verhalten gleich für unseren Spezialfall durchgesprochen: Der numerische Wert h ist konstant längs einer Stromlinie; daher kann man die Stromlinien durch ihre Werte h »abzählen«. Wir nehmen an, in großer Entfernung vom Hindernis sei $h = y$, d. h., es herrsche dort ein konstanter horizontaler Stromimpuls. h bedeutet dann die Höhe der Stromlinie weit vor der Düne. Jede Stromlinie ist also durch ihre Höhe weit vor der Düne charakterisiert. Diese Höhe h ist im Strömungsfeld eine noch unbekannte Funktion von x und y, und ihre partiellen Ableitungen stellen den Stromimpuls dar.

Die Gleichungen (1) nehmen mit Einführung der Stromfunktion h die Form (4) an:

$$\left.\begin{aligned} -\frac{1}{w_0^2}\frac{\partial p}{\partial x} &= \frac{h_y}{\varrho}\left(h_{xy} - h_y \frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}\right) - \\ &\qquad - \frac{h_x}{\varrho}\left(h_{yy} - h_y \frac{\partial \lg \varrho}{\partial y}\right) \\ -\frac{1}{w_0^2}\frac{\partial p}{\partial y} &= -\frac{h_y}{\varrho}\left(h_{xx} - h_x \frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}\right) + \\ &\qquad + \frac{h_x}{\varrho}\left(h_{xy} - h_x \frac{\partial \lg \varrho}{\partial y}\right) + g \varrho \frac{1}{w_0^2} \end{aligned}\right\} \quad . \quad (4)$$

Der Druck p wird hier eliminiert in der gleichen Weise, wie es üblich ist bei der Strömung inkrompressibler Flüssigkeiten durch Bildung der zweiten Differentialquotienten und ihre Subtraktion voneinander:

$$\left.\begin{aligned} 0 &= \frac{1}{w_0^2}\left(-\frac{\partial^2 p}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 p}{\partial y \partial x}\right) = \\ &= -2\frac{h_y}{\varrho}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}(h_{xx} + h_{yy}) + 2\frac{h_x}{\varrho}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y}(h_{xx} + h_{yy}) \\ &+ \frac{h_x h_y}{\varrho}\left[\left(\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}\right)^2 - \left(\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y}\right)^2\right] + \frac{1}{\varrho}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial x}\frac{\partial \lg \varrho}{\partial y}(h_y^2 - h_x^2) \\ &+ \frac{h_x h_y}{\varrho}\left(\frac{\partial^2 \lg \varrho}{\partial y^2} - \frac{\partial^2 \lg \varrho}{\partial x^2}\right) + \frac{1}{\varrho}\frac{\partial^2 \lg \varrho}{\partial x \partial y}(h_x^2 - h_y^2) \\ &+ \frac{h_y}{\varrho}(h_{yyx} + h_{xxx}) - \frac{h_x}{\varrho}(h_{yyy} + h_{xxy}) - \frac{g}{w_0^2}\frac{\partial \varrho}{\partial x} \end{aligned}\right\} (5)$$

Hier ist zunächst ϱ auf der Stromlinie veränderlich mit dem Druck p nach dem »adiabatischen« Gesetz, welches aus der »Poissonschen« Gleichung[1]) folgt:

$$\varrho = \varrho_0 \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\varkappa} \text{ oder: } \lg \varrho = \lg \varrho_0 + \varkappa (\lg p - \lg p_0) \quad . \quad (6)$$

wobei $\varkappa$ den Quotienten der spezifischen Wärmen für konstanten Druck und konstante Temperatur bedeutet und ϱ_0 die Luftdichte im ungestörten Feld weit vor dem Hindernis. ϱ_0 ist also nur Funktion von h und gegeben durch die vertikale Temperaturverteilung im ungestörten Felde. p_0 ist entsprechend der Druck im ungestörten Felde als Funktion von h. Für p kann man in erster Näherung den hydrostatischen Druck in Gleichung (6) einführen. Es ist also nach der barometrischen Höhenformel:

$$p_0 = p_{00}\, e^{-\delta h} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (7)$$

(p_{00} ist der Druck in Haffhöhe $x = 0$), und:

$$p = p_{00} \cdot e^{-\delta y} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

---

[1]) Exner, Dynamische Meteorologie, 1925, S. 12.

Setzt man diese Werte (6), (7), (8) in die Differentialgleichung (5) auf der rechten Seite ein, so erhält sie die Form (9)[1])

$$\begin{aligned} 0 = & -\frac{2\,h_x}{\varrho}\,\varkappa\,\delta\,(h_{xx}+h_{yy}) + \frac{2\,\varkappa\,\delta}{\varrho}\,h_x\,h_y^2\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right) \\ & -\frac{\varkappa^2\,\delta^2}{\varrho}\,h_x\,h_y - \frac{\varkappa\,\delta}{\varrho}\,h_x\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right)(h_y^2-h_x^2) \\ & +\frac{h_x\,h_y}{\varrho}\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right)(h_{yy}-h_{xx}) + \\ & \qquad + \frac{h_{xy}}{\varrho}\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right)(h_x^2-h_y^2) \\ & +\frac{h_y}{\varrho}\,(h_{xxx}+h_{yyx}) - \frac{h_x}{\varrho}\,(h_{yyy}+h_{xxy}) \\ & -\frac{g}{w_0^2}\,\varrho\,h_x\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (9) \end{aligned}$$

Die Differentialgleichung (9) ist außerordentlich kompliziert und ihre exakte Lösung nach dem heutigen Stande der Theorie partieller Differentialgleichungen nicht durchführbar. Auf den Rat von Herrn Prof. L. Prandtl habe ich eine Näherungslösung gesucht auf dem Wege der Substitution

$$h = y + \psi \quad \ldots\ldots\ldots \quad (10)$$

wo ψ die »Störungsstromfunktion« ist, die sich über die Stromfunktion y der ungestörten Strömung überlagert. Für den Fall, daß die Ableitungen von ψ klein sind, gegen 1, kann man sich näherungsweise in der Differentialgleichung mit den linear auftretenden Differentialausdrücken von ψ begnügen:

$$\begin{aligned} \psi_{xxx} + \psi_{yyx} = \psi_x & \left[g\,\frac{\varrho^2}{w_0^2}\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right) - \right. \\ & \left. -\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}\,\varkappa\,\delta\right] + \psi_{xy}\left(\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}+\varkappa\,\delta\right) \ldots\ldots \quad (11) \end{aligned}$$

wo zu beachten ist, daß $\frac{w_0}{\varrho}$ nahezu gleich der Anströmungsgeschwindigkeit u_0 ist.

Gleichung (11) ist ein Näherungsausdruck des Wirbelbeschleunigungssatzes von Bjerknes[2]) für den Fall einer stationären Horizontalströmung mit konstantem Stromimpuls im ungestörten Felde und mit geringer Störung am Hindernis. Dieser Näherungsausdruck besteht aus 3 Gliedern, welche jedes eine unmittelbar anschauliche strömungstheoretische Bedeutung haben: Das erste Glied stellt die Wirbelbeschleunigung in einer inkompressiblen Flüssigkeit dar, die durch den hydrostatischen Druck des Schwerefeldes bedingt ist. Das zweite Glied ist eine Korrektur, welche die Kompressibilität berücksichtigt. Das dritte Glied berücksichtigt den hydrodynamischen Druck.

Dabei sei gleich bemerkt, daß dieser Näherungsausdruck für den Fall eines adiabatischen vertikalen Temperaturgradienten nicht vorteilhaft ist, weil man in diesem Falle den Satz von Bjerknes besser direkt anwendet auf das Feld der Stromgeschwindigkeit (u, v) und nicht, wie das hier geschehen ist, auf das Feld des Stromimpulses (ϱ_u, ϱ_v). Für den adiabatischen Temperaturgradienten sagt der Satz von Bjerknes direkt, daß eine Wirbelbeschleunigung nicht auftritt. Wenn also im ungestörten Stromfeld keine Wirbel vorhanden sind, so verlangt der Satz von Bjerknes, daß nirgend Wirbel auftreten, daß also ein Geschwindigkeitspotential φ existiert.

$$u = -\frac{\partial\varphi}{\partial x} \qquad v = -\frac{\partial\varphi}{\partial y} \quad \ldots\ldots \quad (12)$$

Dieses Potential ist allerdings kein harmonisches, sondern besitzt eine Quellstärke, die durch die Kontinuitätsbedingung gegeben ist:

$$\frac{\partial\,\varrho\,u}{\partial x} + \frac{\partial\,\varrho\,v}{\partial y} = 0$$

oder

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = -u\,\frac{\partial \lg\varrho}{\partial x} - v\,\frac{\partial \lg\varrho}{\partial y}$$

oder, wenn man Gleichung (6), (8) und (12) einsetzt, näherungsweise:

$$\frac{\partial^2\varphi}{\delta x^2} + \frac{\partial^2\varphi}{\partial y^2} = +\varkappa\,\delta\,\frac{\partial\varphi}{\partial y} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

Gleichung (23) ist also dann die Differentialgleichung des Strömungspotentials φ im Falle eines adiabatischen Temperaturgradienten und ist von Pockels angewandt worden.

Uns interessieren hier aber in erster Linie eventuelle Abweichungen von der Potentialströmung bei nicht adiabatischem Temperaturgradienten. In diesem Falle gibt es kein Strömungspotential, und man tut gut, wenigstens eine quellenfreie Stromfunktion h zu benutzen, da dann nur eine einzige Differentialgleichung zu integrieren ist, nämlich die obengenannte Differentialgleichung (11). Dabei ist allerdings zu beachten, daß $\psi_{xx} + \psi_{yy}$ nicht die Wirbelstärke der Strömung (u, v), sondern die des Stromimpulses $(\varrho\,u, \varrho\,v)$ ist und daß die Randbedingungen konstanter Stromgeschwindigkeit und konstanten Stromimpulses verschiedene Anströmung des Hindernisses bedingen.

Um nun der Frage näherzukommen, wieweit ein nicht adiabatischer Temperaturgradient das Stromfeld beeinflussen kann, wenden wir uns der Integration der Gleichung (11) zu:

Sie läßt sich über x ohne weiteres integrieren, wenn man annimmt, daß die Luftdichte ϱ sich in der x-Richtung (horizontal) nicht wesentlich ändert.

Nach dem Gay-Lussacschen Gesetz ist zunächst:

$$\frac{\varrho_0'}{\varrho_0} + \varkappa\,\delta = -\frac{\vartheta}{T} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (14)$$

wobei T die absolute Temperatur und ϑ den vertikalen Gradienten der potentiellen Temperatur im ungestörten Felde bedeutet, (also einen positiven Wert). Führt man diese Gleichung (14) in Gleichung (11) ein und integriert man über x, so ist:

$$\psi_{xx} + \psi_{yy} = -\psi\left(g\,\frac{\varrho^2}{w_0^2}\,\frac{\vartheta}{T} + \frac{\varrho_0'}{\varrho_0}\,\varkappa\,\delta\right) - \psi_y\,\frac{\vartheta}{T} + f(y).$$

Die zunächst unbestimmte Funktion $f(y)$ ist durch die Randbedingung, daß ψ im ungestörten Felde verschwinden soll, festgelegt als:

$$f(y) = 0,$$

---

[1]) Gleichung (9) gilt noch exakt für den Fall einer inkompressiblen Flüssigkeit ($\varkappa = 0$ und $\varrho = \varrho_0$) in folgender Form:

$$\begin{aligned} 0 = & \frac{h_x\,h_y}{\varrho}\,\frac{\varrho'}{\varrho}\,(h_{yy}-h_{xx}) + \frac{h_{xy}}{\varrho}\,\frac{\varrho'}{\varrho}\,(h_x^2-h_y^2) \\ & + \frac{h_y}{\varrho}\,(h_{xxx}+h_{yyx}) - \frac{h_x}{\varrho}\,(h_{xxy}+h_{yyy}) \\ & - \frac{g}{w_0^2}\,\varrho\,h_x\,\frac{\varrho'}{\varrho}. \end{aligned}$$

Hier führt man vorteilhaft eine Stromfunktion k ein, deren partielle Differentialquotienten nicht den Stromimpuls, sondern die reine Strömungsgeschwindigkeit darstellen, so daß

$$h_x = \varrho \cdot k_x \text{ und } h_y = \varrho \cdot k_y$$

ist. Man muß in diesem Falle $\frac{d\varrho}{dk} \cdot k_x$ für $\varrho' h_x$ und $\frac{d\varrho}{dk}\,k_y$ für $\varrho' \cdot h_y$ einsetzen und erhält mit einigen Vereinfachungen:

$$\begin{aligned} 0 = & k_x\,k_y\,\frac{d\varrho}{dk}\,(k_{xx}-k_{yy}) + k_{xy}\,\frac{d\varrho}{dk}\,(k_y^2-k_x^2) \\ & + \varrho\,k_y\,(k_{xxx}+k_{yyx}) - \varrho\,k_x\,(k_{xxy}+k_{yyy}) - \frac{g}{w_0^2}\,\frac{d\varrho}{dk}\,k_x. \end{aligned}$$

Eine Formel, die man natürlich auch direkt aus den allgemeinen Strömungsdifferentialgleichungen ableiten kann.

Es ist zu beachten, daß sich durch die Einführung der neuen Stromfunktion k in den ersten beiden Gliedern die Vorzeichen umgekehrt haben.

[2]) Siehe die sehr anschauliche Ableitung des Satzes von Bjerknes bei W. Milch, Met. Zeitschrift 1923, S. 104.

so daß

$$\varphi_{xx} + \varphi_{yy} = -\varphi\left(\frac{g}{u_0^2}\frac{\vartheta}{T} + \frac{\varrho_0'}{\varrho_0}\varkappa\delta\right) - \varphi_y\frac{\vartheta}{T} \quad . \ (15)$$

ist $\left(u_0 = \frac{w_0}{\varrho}\right.$ ist die Anströmungsgeschwindigkeit$\left.\right)$.

Eine Abschätzung der einzelnen Glieder in Differentialgleichung (15) zeigt folgendes: $\frac{\vartheta}{T}$ hat die Größenordnung 10^{-4} bis $10^{-5}\,\frac{1}{\mathrm{m}}$, $\frac{\varrho_0'}{\varrho_0}$ die Größenordnung $10^{-4}\,\frac{1}{\mathrm{m}}$, $\varkappa\delta$ die Größenordnung $10^{-4}\,\frac{1}{\mathrm{m}}$. Wenn man außerdem annimmt, daß φ von der Größenordnung der Dünenhöhe, also 40 m ist und $(\varphi_y) < 1$, also die Störung nicht größer als die Anströmung — diese Bedingung ist ja schon oben zugrunde gelegt —, so sieht man, daß für Anströmungen $u_0 \leqq 10$ m/s und Hindernisse, die der Dünenhöhe entsprechen oder größer sind, das erste Glied in Differentialgleichung (15) ausschlaggebend ist. Gleichung (15) vereinfacht sich also zu

$$\varphi_{xx} + \varphi_{yy} = -C \cdot \varphi \quad . \ . \ . \ . \ . \ . \ . \ (16)$$

wo

$$C = \frac{g}{u_0^2}\frac{\vartheta}{T}$$

ist.

Diese Differentialgleichung (16) kann man übrigens auch gewinnen, wenn man das Bjerknessche Gesetz von der Wirbelbeschleunigung in der Milchschen Fassung[1]) anwendet auf eine inkompressible Flüssigkeit unter Vernachlässigung des hydrodynamischen Drucks gegen den hydrostatischen.

b) Die Stromfeldbestimmung in Luv der Düne von Rossitten.

Von F. Wagner.

Zur praktischen Bestimmung eines Stromfeldes um ein Hindernis bediente man sich im allgemeinen aerostatisch ausgewogener Pilotballone[2]). Diese Methode läßt sich aber nur in beschränktem Maße auf kleinere Hindernisse anwenden, wie auf die Düne von Rossitten, da die Meßpunktfolgen durch Theodoliten nur bis zu einer gewissen Grenze gesteigert werden kann. Die Pilotballone legen dann zwischen 2 Meßpunkten Wege zurück, die von der Größenordnung des Hindernis sind und somit lassen sich die Bahnen nur sehr grob darstellen. Auch ist es nur mit großem Aufwand möglich, mehrere Pilotballone gleichzeitig zu verfolgen, was erforderlich ist, da man bei einer Nacheinanderfolge nicht die Gewähr hat, daß das Stromfeld während der Dauer der Messung konstant geblieben ist. Außerdem können unkontrollierbare Temperatureinflüsse durch Sonneneinstrahlung auf den Auftrieb der Ballone das Resultat sehr fälschen[1]), wie es in der erwähnten Arbeit von Koschmieder abgeleitet ist.

Interessante Resultate hat die Abschätzung der Aufwindkomponente vor einem Hindernis aus den Beobachtungen von Segelflügen gegeben[3]), doch auch dieser Methode haften einige Mängel an, da Voraussetzungen gemacht werden müssen, die nicht immer erfüllt sind, wie: zeitliche und räumliche Konstanz des Windes während der Messung, ständiger Flug mit gleichbleibender aerodynamischer Sinkgeschwindigkeit des Flugzeuges. Auch ist bei dieser Methode keine Trennung zwischen statischem und dynamischen Segelflug möglich. Die Meßpunktfolge läßt sich mit Theodolit und Entfernungsmesser ebenfalls nicht dicht genug legen.

[1]) W. Milch, Met. Zeitschrift 1923, S. 104.

[2]) H. Koschmieder, Zur Kenntnis des Stromfeldes in Lee. ZFM 1925, Nr. 12, S. 240ff.

[3]) H. Koschmieder, Der Aufwind im zweidimensionalen, stationären Falle. ZFM 1924, Nr. 21/22, S. 238ff. — H. Koschmieder, P. Dubois und Wg. Kaempfert, ZFM 1924, Nr. 1/2, S. 3. — P. Dubois und Wg. Kaempfert, Flugbahnen und Stromfeld im Luv. ZFM 1925, Nr. 12, S. 244ff.

Um eine vollständige Stromfeldbestimmung zu erhalten, müssen mehrere Bahnen gleichzeitig verfolgt, muß die Meßpunktfolge gesteigert und die störenden Einflüsse, die sich bei den eben erwähnten Methoden gezeigt haben, müssen beseitigt werden. Dies erreicht man, ähnlich wie es schon in den Instituten von Ahlborn und von Prandtl im Strömungskanal ausgeführt wurde, dadurch, daß man sich gewisse Luftmassen durch Rauch kenntlich macht und die Bahnen dieser Luftmassen photographisch festlegt. Der Umstand daß die Rauchwolken sich allmählich ausdehnen, spielt bei der Kürze der Zeit, ca. 30 s, die bei der Messung in Rossitten auftrat, keine wesentliche Rolle. Wie ein Versuch zeigte, beträgt die Fallgeschwindigkeit der Rauchwolken nur einige Zentimeter pro Sekunde. Sie ist demnach gegenüber der größeren Ungenauigkeit der Rauchwolkenfixierung zu vernachlässigen.

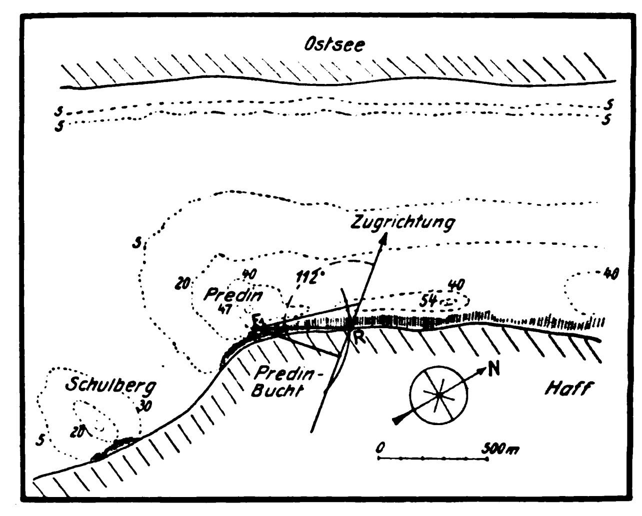


Abb. 1.

Abb. 1 zeigt den Lageplan der Messung vom 11. Mai 1925 nachmittags 4 Uhr, die anläßlich des 3. Küstensegelflugwettbewerbes in Rossitten ausgeführt wurde. Von dem in Abb. 1 mit R bezeichnetem Punkte am Fuße der Düne nordöstlich der Predinbucht wurden in kurzer Zeitfolge ungefähr 25 Raketen dem ESE Wind entgegen abgeschossen. Um eine Verteilung der Rauchwolken über eine größere Höhenspanne zu erreichen, waren die Raketen mit verschieden starken Treibladungen versehen. Sämtliche Rauchwolken bewegten sich annähernd in einer Ebene, die wie aus dem Lageplan zu ersehen ist, fast senkrecht zu der Dünenrichtung verlief. Die Rauchwolken waren während der Dauer der Messung genügend scharf begrenzt, so daß der Mittelpunkt bei der Auswertung größtenteils gut angegeben werden konnten. Sie hoben sich gegen den Himmel dunkel und gegen die Düne hell ab.

Diese Rauchwolken wurden seitlich von dem östlichen Ausläufer des Predinberges mit zwei Kinoaufnahmeapparaten photographiert. Für diese Aufnahmen hatten sich freundlicher Weise die beiden Firmen Erika Puchstein, Metgethen-Königsberg i. Pr., und die Norddeutsche Filmcompagnie, Hannover, zur Verfügung gestellt. Für die Aufnahmen und die kostenlose Überlassung der Filme sei ihnen von dieser Stelle nochmals bestens gedankt. Der Einfachheit halber ist in dieser Arbeit nur auf eine Aufnahme eingegangen. Beide Filme aber ergänzen sich an den Stellen, wo durch Überbelichtung der eine ausfiel, im übrigen bestätigen sie sich gegenseitig.

Durch seitliches Schwenken folgten die Aufnahmeapparate dem Zug der Rauchwolken. Der größte Schwenkungswinkel betrug etwa 10°. Die Entfernung der Aufnahmestelle (in Abb. 1 mit F_1 bezeichnet) von der Abschußstelle R der Raketen wurde mit dem Entfernungsmesser zu 425 m festgestellt, als Winkel zwischen der optischen Achse des Auf-

nahmeapparates und der Normalen der Zugrichtung wurde in R 22° gemessen.

Die Aufnahme zeigt die Zentralprojektion der Rauchwolken von dem optischen Mittelpunkt des Aufnahmeapparates auf eine Ebene, die senkrecht zu seiner optischen Achse steht, z. B. die Filmebene. Leider konnte die Aufnahme nicht senkrecht zu der Zugrichtung der Rauchwolken stattfinden, darum ist das erhaltene Bild verzerrt. Da außerdem der Aufnahmeapparat geschwenkt wurde, weil der Bildwinkel nicht ausreichte, ist die Verzerrung für jede Stellung des Aufnahmeapparates eine andere. Es lag darum nahe, diese Verzerrung bei der Auswertung dadurch zu eliminieren, daß man dem Projektionsapparat des Filmes immer dieselbe Orientierung zu der Projektionsebene gab, wie sie bei der Aufnahme zwischen dem Aufnahmeapparat und der Bewegungsebene der Rauchwolken war. Dieses ließ sich nicht so durchführen, da bei der relativ kleinen Entfernung, die zwischen Projektionsapparat und Projektionsebene gewählt werden mußte, um eine genügende Lichtstärke zu erhalten, Unschärfen in dem Bild auftraten, die eine exakte Fixierung der Rauchwolkenmittelpunkte nicht zuließen. Deshalb wurde die Entzerrung durch ein Entzerrungsraster vorgezogen.

Wie schon gesagt, zeigt die Aufnahme die Zentralprojektion auf die Ebene, die senkrecht zu der optischen Achse des Aufnahmeapparates steht. Beim Schwenken des Apparates bewegt sich diese Ebene mit und verändert dadurch ständig ihre Lage zu der Zugrichtung der Rauchwolken.

Da der Bildwinkel des Aufnahmeapparates — er beträgt 27° 10′ — verhältnismäßig klein ist, kann diese Ebene durch den Mantel eines Kreiszylinders ersetzt werden, der F_1 als Mittelpunkt hat. Der dabei entstehende Fehler ist für die Randpunkte des Bildfeldes unter 2 vH, für achsennahe Punkte verschwindet er vollständig. Dadurch wird erreicht, daß für sämtliche Stellungen der Aufnahmeebene derselbe Zylindermantel eingesetzt werden kann. Anstatt für jede Stellung der Aufnahmeebene ein besonderes Entzerrungsraster zu konstruieren, braucht man jetzt nur eins für diesen Zylindermantel.

Das Entzerrungsraster wird erhalten, indem man ein System äquidistanter, sich rechtwinklig schneidender Graden, das sich parallel zu der Zugrichtung der Rauchwolken befindet, durch Zentralprojektion von F_1 auf diesen Zylindermantel überträgt. Die Maßeinheit für dieses Raster ergibt das Verhältnis der Aufnahmeentfernung zu der Projektionsentfernung. Sie ist so gewählt worden, daß der Linienabstand des Rasters 10 m in der Natur entspricht.

Zur Auswertung wurde der Film senkrecht auf einen Schirm projiziert, auf dem dieses Raster abgerollt war. Das Schwenken des Aufnahmeapparates wurde dadurch eliminiert, daß bei jedem Bild ein Fixpunkt, die Abschußstelle R der Raketen, durch seitliches Verschieben des Projektionsschirmes mit der zugehörigen Stelle des Rasters zur Deckung gebracht wurde. Dadurch wurde erreicht, daß in jedem Fall das Raster der Stellung der Aufnahmeebene entsprechend war. Um die Bahnen der Rauchwolken zu erhalten, wurden bei jedem 8. Bild die Mittelpunkte der Rauchwolken in das Raster eingezeichnet. Dies entspricht einer Meßpunktfolge von ca. ½ s.

Abb. 2 zeigt die durch die Projektion erhaltene kontinuierliche Folge der Rauchwolken und das dazugehörige Entzerrungsraster. Dieses Bild muß numerisch in ein orthogonales System übertragen werden, um die unverzerrten, wahren Bahnen zu erhalten.

Um ein klareres Bild zu bekommen, ist nur eine Serie der Rauchwolken eingezeichnet worden. Die zweite Serie, die unmittelbar nachfolgte, bewegte sich zum Teil auf denselben Bahnen, zum Teil zwischen ihnen. Auf jeden Fall stimmte die Form der Bahnen bei beiden Serien gut überein, so daß man annehmen kann, daß das Stromfeld sich während der dazwischen liegenden Zeit nicht geändert hat, die Strömung also stationär ist. Dann stimmen die Bahnlinien der Luftmassen mit den Stromlinien überein und man kann aus den beobachteten Bahnlinien das ganze Stromfeld ableiten. Abb. 3 zeigt das Stromfeld; ein gleichzeitiger Flugzeugaufstieg gab Aufschluß über die Temperaturverteilung. Es wurde bis zu einer Höhe von 500 m ein durchschnittlich halbadiabatischer Temperaturgradient festgestellt.

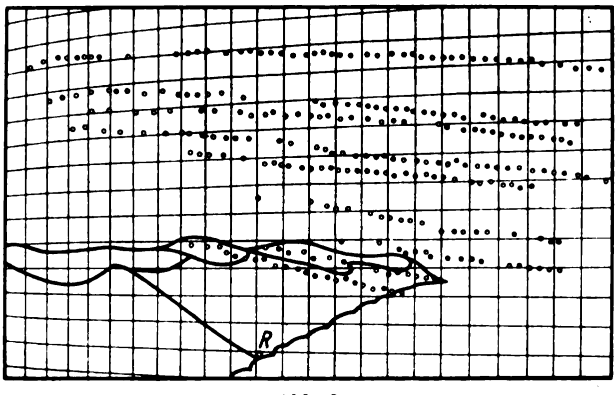


Abb. 2.

Schon eine oberflächliche Betrachtung zeigt, daß die beobachtete Strömung erheblich von einer »quellenfreien« Potentialströmung abweicht. Die Strömung ist z. T. von dem Profil abgehoben und es hat sich ein Keil mit stark verlangsamter Strömung ausgebildet. Um einen Vergleich möglich zu machen, soll der beobachteten Strömung die Potentialströmung gegenüber gestellt werden, welch letztere nach dem Satz von Bjerknes für die Strömung eines reibungsfreien Mediums bei adiabatischem Temperaturgradienten gilt.

Nach der Laplaceschen Differentialgleichung, die für harmonische Potentiale ebenso wie für harmonische Stromfunktionen gilt, sind im zweidimensionalen Fall die Stromlinien einer reibungslosen Flüssigkeit und die Aequipotentiallinien einer elektrischen Plattenströmung, bei der die eine Elektrode die Form des Strömungshindernisses hat, einander gleich. Um das Bild der Potentialströmung zu erhalten hat man also die Linien gleichen elektrischen Potentials zu bestimmen, die bei einer Elektrode von der Form

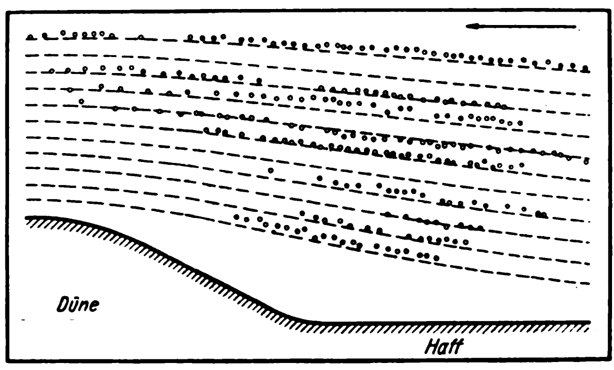


Abb. 3.

des Profils der Rossittener Düne auftreten. Bei der experimentellen Bestimmung des Potentialfeldes wurde als stromleitende Platte ein Elektrolyt gewählt. Das elektrolytische Gefäß, ein Holztrog, hatte eine Seitenlänge von 50 × 50 cm, der Elektrolyt, eine 1 vT $CuSO_4$-Lösung, bildete eine Schicht von 1 cm Dicke. An eine Elektrode von der Form des Dünenprofils und auf der gegenüberliegenden Seite an eine ebene Elektrode wurde eine Wechselstromspannung von 220 V angelegt. Die Äquipotentiallinien wurden mit 2 Sonden abgetastet, die durch ein hochohmiges Telephon verbunden waren. Die Äquipotentiallinien wurden durch das Tonminimum festgestellt und mit der Sonde auf dem Boden des Troges eingezeichnet. Abb. 4 zeigt das so erhaltene Potentialfeld, bei dem die Elektrode die Form der Luvseite des Hindernis hat. Ein Gegenversuch , bei dem eine Elektrode

von der Gestalt des gesamten Hindernisses verwendet wurde, zeigte, daß keine nennenswerte Abweichung eintrat, wenn nur die Vorderseite des Hindernisses benutzt wurde. Die Äquipotentiallinien verlaufen über dem Hinderniskamm vollständig horizontal und dies wurde bei dem Teilprofil durch die Randbedingung auch erreicht. Außerdem zeigte der Gegenversuch, daß der Einfluß auf die Äquipotentiallinien nur bis zu der 5- bis 6fachen Hindernishöhe merklich ist. Dies bestimmte bei den gegebenen Maßen des Troges die gewählte Größe des Teilprofils. Der ungleichmäßige Abstand der Äquipotentiallinien im ungestörten Feld bei Abb. 4

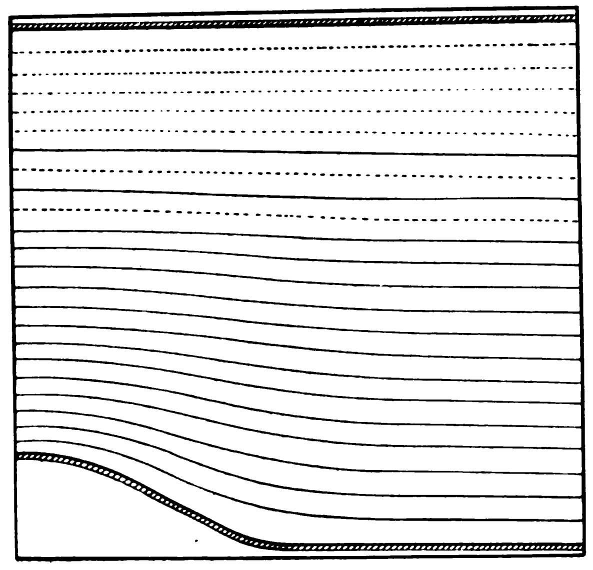


Abb. 4.

liegt daran, daß die feste Sonde nicht immer auf gleichen Abstand eingesetzt war und er bedeutet dort keine ungleichmäßige Geschwindigkeit. Die zwischen den gemessenen interpolierten Äquipotentiallinien sind punktiert eingezeichnet. Durch diese Potentialfeldbestimmung hat man also das Bild einer »quellenfreien« Potentialströmung erhalten, das nun mit dem beobachteten Stromfeld verglichen werden kann.

Nach der Potentialströmung sollte man eine erhebliche Zunahme der Strömungsgeschwindigkeit über dem Dünenkamm gegenüber der der ungestörten Strömung erwarten, gemäß dem starken Zusammendrängen der Stromlinien. Dagegen bemerkt man bei den Stromlinien der Abb. 3 nur ein schwaches Zusammendrängen, was aber nicht notwendig auf eine Geschwindigkeitszunahme zurückzuführen ist, sondern auch darauf, daß Luftmassen seitlich abgeströmt sein können, da der Dünenkamm nicht überall die gleiche Höhe hatte. Wie stark überhaupt die Geschwindigkeitsänderung mit der Höhe über dem Hinderniskamm ist, läßt sich aus dem vorhandenen Material noch nicht direkt ersehen, da dort scharf begrenzte Rauchwolken fehlen. Man wird bei späteren Versuchen noch besonderen Wert gerade auf diesen Punkt legen müssen. Ebenso fehlen noch Rauchwolken in dem unteren Gebiet mit der stark verlangsamten Strömung. Daß sich hier eine Art »Totluftkeil« befindet, hat noch ein anderer Versuch vom 2. Mai 9 Uhr 30 vormittags gezeigt. In ca. 150 m Entfernung vom Fuß der Düne wurden von einem Motorboot des Reichswasserschutzes aus Ammoniakdämpfe abgeblasen. Es herrschte SE-Wind von 12 bis 14 m/s Stärke. Deutlich wurde beobachtet, daß sich die Dämpfe in dem »Totluftkeil« länger hielten als in der Strömung, und daß sich die obere Grenze des Totluftkeils fast als gerade Linie von der Abblasstelle nach dem Kamm der Düne hinzog. Außerdem sei bemerkt, daß Segelflugzeuge, die unter diese Grenze kamen, nicht mehr in der Lage waren zu segeln; nach der Potentialströmung sollte man dort den stärksten Aufwind erwarten. Eine allgemeine Betrachtung der Segelflüge in Rossitten scheint auch das Resultat zu rechtfertigen, daß der Aufwind sich weiter nach dem Haff hin erstreckt, als nach einer Potentialströmung zu erwarten ist.

Es wäre wünschenswert, wenn die Stromfeldbestimmungen noch bei verschiedenen Temperaturgradienten wiederholt würden. Mit einem Reihenbildner wird man bessere Stromfeldbilder erhalten, da das Bildformat günstiger ist. Das Format des Kinoaufnahmeapparates mit 18 × 24 mm erwies sich als recht klein. Die Auswertung würde dadurch auch wesentlich erleichtert werden.

Buchbesprechungen.

Deutschland aus der Vogelschau. Landschaft und Siedlung im Luftbild. Bearbeitet von Dr.-Ing. Erich Ewald in Gemeinschaft mit dem »Deutschen Werkbund« und der »Deutschen Gesellschaft für Städtebau und Landesplanung«. Herausgegeben von H. de Fries. Verlag Otto Stollberg und Co., Berlin.

Der Einband dieses Buches trägt die Wiedergabe einer Lithographie von Hans Thoma. Ein kindlicher Genius schaut aus der Luft zwischen den Flügeln eines mächtigen Vogels hinab auf eine ideale Landschaft. Staunender Kindheit zeigt sich wie eine Offenbarung die Erde als ein unendlicher Garten Gottes, der grenzenlos sich im Fernen verliert. Der Maler Hans Thoma hat niemals in einem Flugzeug gesessen und die Welt zu seinen Füßen so geschaut, wie er sie zeichnete. Das Werk war ein Gebilde seiner Sehnsucht nach Weiten und nach Innigkeit zugleich, nach einem Sichausbreiten und Aufsteigen, das tiefere Erkenntnis ihm versprach! Ihm, dem eben verstorbenen deutschesten Maler unserer Zeit, wurde das Erlebnis im Bilderrahmen und der Radierfläche auf einmal zu eng, ein großer Stern tat sich in seinem Herzen auf und eine kindhafte Phantasie verlieh seinen Wünschen die Flügel des Märchenvogels.

Dieses Buch ist Erfüllung eines Teiles jener großen Sehnsucht, die uns alle ergriffen hat. Viele Monate sind vergangen, bis das Werk abgeschlossen, bis Gutes durch Besseres ersetzt, Fehlendes ergänzt, Unentbehrliches herbeigeschafft war. Ein Hauptaugenmerk galt dem Rheinland, aber auch Fernstes der östlichen Grenzmark, wie etwa die Kurische Nehrung, mußten ausfindig gemacht werden, ehemals deutsches Land, Teile von Polen, das Elsaß, der Freistaat Danzig u. a. mußten dem Leser aufgezeigt werden; und schließlich gelang nach immer wieder erneutem Ausscheiden, nach sorgfältigster Wahl der wirklichen wesentlichen Bilder dieses Werk.

Eine neue und oft ganz unerwartete Kenntnis des Vaterlandes wird es vermitteln. Gewohnt, Landschaft und Stadt nur in den Teilausschnitten der üblichen Bildwerke und in einem festgelegten Stimmungsgehalt zu sehen, werden wir mit wachsender Verwunderung und zunehmender Freude die Offenbarung des »Luftbildes« in uns aufnehmen. Ein neues, tieferes Verstehen und ein Erfüllen inniger Verbundenheit mit der Heimaterde wird aus diesen Blättern erwachsen. K.

Amerikanische Bureauorganisation. Von I. M. Witte, Berlin. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 1925.

Der Verfasser gibt einen Überblick der neuzeitigen Bureauorganisation in Amerika und zeigt an Hand von einigen typischen Beispielen, wie man die Grundsätze wissenschaftlicher Betriebsführung in zweckentsprechender Übertragung auch im Bureau in ausgedehnter Weise anwendet. Es wird gezeigt, wie durch eine straffe Erfassung der vorkommenden Funktionen, wie durch eine ausgedehntere Verwendung von Hilfspersonal und Hilfsmitteln die Leistungsfähigkeit jedes Mitgliedes eines Bureaus hervorgehoben werden kann. Die Schrift soll nicht mehr als anregend wirken; es soll die Aufmerksamkeit auf ein Arbeitsgebiet lenken, bei dem bei einem planmäßigen Vorgehen viel hinsichtlich der Krafterhaltung und der größeren Leistungsfähigkeit des Angestellten zu erreichen ist.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [09] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeugbau. G e s c h w i n d i g k e i t s m e s s u n g e n sollten nach e i n h e i t l i c h e n V e r f a h r e n durchgeführt werden, um wirklich brauchbare Vergleichszahlen zu erhalten. Hierbei müssen örtliche Verhältnisse, der Einfluß zu kurzer Meßstrecken usw. ausgeschaltet werden. Bei b ö i g e r Luft sollte man wegen der dauernden Anstellwinkeländerung nicht messen, da sich zu geringe Werte ergeben; zu k u r z e Meßstrecke läßt die Möglichkeit offen, durch Drücken dem Flugzeug eine höhere Geschwindigkeit zu geben, was bei langer Meßstrecke und einer Flughöhe von 20 bis 30 m nicht möglich ist.

Zur W i n d a u s s c h a l t u n g eignet sich am besten eine q u a d r a t i s c h e Meßstrecke (s. Abb.), die in e i n e m Richtungssinne durchflogen wird.

Trägt man vom Nullpunkt zweier sich senkrecht schneidender Geraden die gemessenen Geschwindigkeiten nach Größe und Richtung ab, so müssen die vier erhaltenen Punkte auf einem Kreise liegen, dessen Halbmesser die wirkliche Bahngeschwindigkeit, dessen Mittelpunktabstand vom Nullpunkt die Windgeschwindigkeit darstellt (s. Abb.).

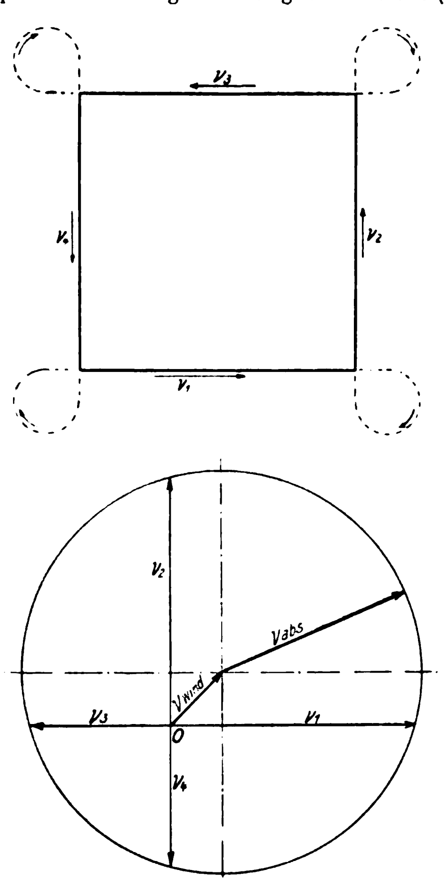


Abb. zu 60901. Geschwindigkeitsmessungen.

Bei Wind in einer der Bahnrichtungen kann man sich mit je einer Messung in und gegen Windrichtung begnügen; dabei muß man nicht die Zeiten, sondern die Geschwindigkeiten mitteln. (Siehe v. Mises, ZFM 8, Nr. 19 u. 20 vom 27. Okt. 1917, S. 145. D. Red.) Eine Dreiecksbahn ist zur Feststellung der Geschwindigkeit bei allen Windrichtungen ebenfalls geeignet, doch kann das Ergebnis weniger gut geprüft werden, da durch drei Punkte immer ein Kreis gelegt werden kann, während die vier Punkte nur auf ihm liegen, wenn die Messungen wirklich stimmen.

Die Z e i t m e s s u n g erfolgt am genauesten vom Boden aus durch optische Geräte; die Durchgangszeiten des Flugzeuges werden an einer gemeinsamen Stelle aufgezeichnet (vgl. 52 109). Da dies sehr kostspielig, werden die Zeiten meistens von einem Beobachter im Flugzeug gemessen; hierbei wird der Augenblick des Überschreitens der Ziellinie durch eine Peilmarke am Flugzeug (z. B. Tragdeckvorderkante) gezeitet; ein bis auf ¼ oder ½ vH genaues Meßverfahren. Zur Messung der großen Geschwindigkeiten neuerer Kampf- und Erkundungsflugzeuge sind 6 km Strecke nötig.

Zur genauen Höhenanzeige und deren Nachprüfung müssen empfindliche Höhenschreiber eingebaut sein. — *B. Grasé*, Measuring the Performances of Aeroplanes; Bulletin Fokker 2, Nr. 5 vom Februar 1926, S. 2 bis 6 (5 Sp., 3 Skizzen). *H.*, *E.* 60901.

Flugzeugbau. D i e E n t w i c k l u n g d e s F l u g z e u g b a u e s i n A m e r i k a zeigt, daß nach Durcharbeitung der Erfahrungen mit Kriegsflugzeugen Amerika jetzt dabei ist, auf Grund eines sicheren und gesunden Programmes den Flugzeugbau im großen aufzunehmen, so daß das Bauen von Flugzeugen jetzt i n s i c h w i r t s c h a f t l i c h ist. Für die einzelnen Verwendungszwecke haben sich verschiedene Bauarten entwickelt:

für Beobachtungs-, Renn-, Post- und Seeflugzeuge D o p p e l d e c k e r,

für Kampfflugzeuge A n d e r t h a l b d e c k e r,

für große Handels- und Bombenflugzeuge teilweise E i n d e c k e r.

Der R u m p f e i n f l u ß auf die Flugeigenschaften ist in McCook Field untersucht worden. Dabei zeigte sich, daß bei Anwendung einer Schraubenuntersetzung von 2 : 1 gegenüber dem unmittelbaren Schraubenantrieb eine Geschwindigkeitszunahme um 16 km/h und eine Erhöhung der Steigfähigkeit um 1,7 m/s erzielt wurde; ob dies auf geringere Störung des Schraubenstrahles durch den Rumpf oder auf einen günstigeren Schraubenwirkungsgrad bei geringerer Drehzahl zurückzuführen ist, kann noch nicht gesagt werden.

Von der Versuchsabteilung sind seit April 1925 die B e a n s p r u c h u n g s z a h l e n (Lastvielfache) nach Zahlentafel vorgeschrieben.

Für S e e f l u g z e u g e gelten die gleichen Lastvielfache bei für beide Flugzeugarten gleichen Fluglagen und -bedingungen. Für Fälle, die nur auf Seeflugzeuge zutreffen, auch für das Abschleudern mittels Katapulten, gelten besondere Vorschriften des Bureau of Aeronautics.

Die F a h r g e s t e l l e werden im allgemeinen ohne durchlaufende Achse ausgebildet und mit Ölstoßdämpfern versehen, die teilweise innerhalb des Rumpfes angeordnet sind.

H o l z o d e r M e t a l l ? Metallbauweise und besonders M i s c h b a u bürgern sich immer mehr ein.

R u m p f a u f b a u aus Chrom-Molybdän-Stahl wird allgemein angewandt, bei größeren Flugzeugen o h n e S t a h l d r a h t a u s k r e u z u n g e n, wobei an Rumpfgewicht gegenüber der alten Stahlrohr-Drahtbauart 55 vH gespart wird. Ob demgegenüber Ganzduraluminbau in Zukunft bevorzugt werden wird, ist zweifelhaft.

G a n z m e t a l l - T r a g d e c k s in der heutigen Bauweise haben gegenüber dem Holzbau keine Vorteile ergeben. Die bei einem Ganzmetall-Beobachtungsflugzeuge ange-



Zahlentafel zu 60902.

Bezeichnung	Flugzeugart	Lastvielfache				Rippen bei mittlerem Anstellwinkel	Tragdeck-Eintrittskante	Fallhöhe für Stoßfänger	Beanspruchung	
		bei großem Anstellwinkel	bei kleinem Anstellwinkel	Rückenflug	Landung				Querruder u. Höhenleitwerk	Seitenleitwerk
—	—	—	—	—	—	—	—	m	kg/m²	kg/m²
P	Einsitzer-Kampf	12,0	6,5	4,0	7	9,25	14	0,61	172	147
O	Zweisitzer-Beobachtung	8,5	5,5	3,5	6	7,0	10	0,54	147	123
NO	Zweisitzer-Nacht-Bomben	8,5	5,5	3,5	6	7,0	10	0,54	147	123
LB	Leichte Bomben	5,5	3,5	2,5	5	4,5	8	0,46	123	98
HB	Schwere Bomben	4,5	3,0	2,5	5	3,75	6	0,46	98	74
PT	Anfänger-Übung	8,0	5,5	3,5	7	6,75	14	0,61	172	147
AT	Weiter-Übung	8,0	5,5	3,5	7	6,75	14	0,61	172	147
C	Last	5,5	3,5	2,5	5	4,5	8	0,46	123	98

wandte Bauweise, Tragdeckoberseite mit Duraluminblech beplankt, Unterseite aber mit leicht abzunehmendem Stoff bespannt, scheint sehr brauchbar, da Innenteile gut zu überwachen sind.

Holzflügelholme in Kastenform. Metallflügelholme mit Duraluminblechflanschen und dazwischengenietetem Gitterwerk aus Chrom-Molybdän-Rohren ergaben die besten Verhältnisse Gewicht zu Belastung; geschweißte Chrom-Molybdän-Holme sind stärker; gebaute Duralumin-Kastenholme mit offenen Seitenwänden bei einer Steghöhe von 150 mm am geeignetsten; gezogene Holme sind nur für kleine Abmessungen brauchbar.

Magnesiumlegierungen werden wegen ihrer Gewichtsersparnis von 65 vH gegenüber dem Aluminium versuchsweise in Gehäusen für Meßgeräte und Gebläse verwandt.

Zur Korrosionsverminderung werden bei den einzelnen Metallen folgende Mittel gebraucht:

Stahlrohre: Innenschutz durch Ausgießen mit heißem Leinöl nach dem Schweißen.

Stahl, Aluminium und Duralumin: zweifacher Grundanstrich mit Eisenoxyd oder mit alaunhaltigem Lack. Basische Farben, wie Mennige, dürfen bei Duralumin nicht gebraucht werden.

Aluminium und Aluminium-Legierungen in Brennstoff- oder Kühlwasserleitungen, oder falls sie mit Salzwasser in Berührung kommen. Schutzverfahren mit heißer Wasserglaslösung (Z-D-Prozeß), vor allem für Vergaserbehälter.

Magnesium-Legierungen: »Parkern« der Oberfläche zur Bildung von Magnesium-Phosphat oder Behandlung mit verdünnter Salpetersäure, dann emaillieren.

Anodische Behandlung von Aluminium oder Duralumin durch elektrischen Strom im Bad von doppelchromsaurem Kali, wobei das Metall als Anode dient. Der Strom wird in einer Stunde gesteigert von 35 zu 60 V, wobei sich ein wasserfreies Oxyd bildet. Dieses wird auf Salzwasserbeständigkeit geprüft.

Versilberungen mit Kadmiumüberzügen von 0,008 mm Stärke sind ebenso wirksam wie Zinküberzüge von 0,03 mm Stärke.

Eine Vereinheitlichung ist bei den Laufrädern erzielt worden. An Stelle der alten Reifen mit Kreisquerschnitt werden jetzt solche mit geraden Seitenwänden benutzt; je nach Beschaffenheit der Flugplätze können verschiedene Reifen auf dieselben Felgen aufgezogen werden. Scheibenräder werden für spätere Abbremsversuche ausgebildet. Schneekufen haben sich auf Eis und Schnee sehr gut bewährt, sie wiegen etwa soviel wie Räder. — *E. E. Aldrin*, Technical Progress in Aeronautics; Mechanical Engineering **48**, Nr. 4 vom April 1926, S. 309 bis 316 (16 Sp., 12 Lichtb., 2 Schaub., 1 Einzelzeichnung, Zahlenang.). *H.*, *E.* 60902.

Flugzeugbau. Tiefdecker, vgl. 52315, bieten gegenüber dem verspannten Doppeldecker den Vorteil eines geringeren Gesamtwiderstandes, doch wird dieser Vorteil zum Teil durch das strömungstechnisch ungünstigere, dickere Profil wieder ausgeglichen. Die infolge der geringen Bauhöhe recht großen Gurtkräfte können nur von durchlaufenden Tragdecks aufgenommen werden; dabei ergibt sich dann eine Anordnung als Tief- oder Hochdecker.

Vor- und Nachteile: Die Sicht nach unten ist beim Hochdecker besser, das spielt aber bei richtiger Anordnung von Führersitz und Kabinenfenstern keine Rolle. Die Bruchsicherheit bei harten Landungen ist beim Tiefdecker höher, weil das Gewicht der Flügel nicht auf dem Rumpf ruht, sondern deren Formänderungsarbeit im Notfall die des Fahrgestelles ergänzt, womit die Fluggäste besser geschützt sind. Im Fluge ruht beim Tiefdecker die Last unmittelbar auf den Flügeln, während sie beim Hochdecker an den Rumpfwänden hängt; längerer Kraftweg bedingt aber allgemein höheres Gewicht. Die Ansicht, daß der Tiefdecker beim Starten und Landen wegen des auftriebsvergrößernden Bodeneinflusses günstiger sei, wird neuerdings bezweifelt (vgl. 60 527). Im Streite für und wider den Tiefdecker wird erst die weitere Entwicklung zeigen, welcher Flugzeugaufbau alles in allem der vorteilhafteste ist. — *Ev.*, Tiefdecker; VDI-Nachrichten **8**, Nr. 14 vom 7. April 1926 (1 Sp.). *H.* 60903.

Motoren. Drehschwingungen der Kurbelwelle bringen bei Schnelläufern Schwierigkeiten, wenn die Eigenschwingungszahl mit einer Harmonischen des in Schwingungen zerlegten Tangentialdruckdiagramms in Resonanz kommt. Es sind soviel Schwingungsformen (mit 1,2 usw. Knoten) möglich, wie die um 1 vermehrte Zahl der schwingungsfähigen Massen (Kurbeln mit halber Masse der Schubstangen, Schwungräder usw.) angibt.

Nach dem zeichnerisch-rechnerischen Verfahren von Gümbel kann für eine Kurbelwelle, nachdem die Massen auf einen gemeinsamen Halbmesser umgerechnet und die Kurbeln durch elastisch gleichwertige Stücke einer zylindrischen Welle ersetzt sind, die Eigenschwingungszahl durch Probieren ermittelt werden: man nimmt den Ausschlag einer Masse und zunächst auch die Eigenschwingungszahl beliebig an und ändert letztere Annahme, bis ein Seileck für die Summe aller Trägheitskräfte den Wert Null ergibt.

Von den Oberschwingungen aus der Zerlegung des Tangentialdruckdiagramms sind z. B. bei einem Vierzylindermotor mit der Zündfolge »1, 3, 4, 2« die 4., 8., 12. usw. Harmonische für die einknotige Schwingung der Kurbelwelle am gefährlichsten, da hier die Erregungen aller Zylinder im gleichen Sinne wirken.

Mit einer zweckmäßigen Annahme für die Dämpfung lassen sich die Ausschläge bei den kritischen Drehzahlen vorausberechnen. Dabei zeigt sich, daß Gegengewichte zum Vermindern der Massenkräfte die Drehschwingungszahlen in das Betriebsgebiet herabdrücken. Dagegen führen Vergleiche der verschiedenen Zylinderzahlen an Hand der Drehschwingungsbilder leicht irre.

Die Massenkräfte, die sich den tangentialen Drücken überlagern, haben entweder zu kleine Ausschläge oder zu hohe Frequenz, um gefährlich werden zu können. Auch die Kupplung des Motors mit anderen Massen hat,



da sie nicht starr ist, erfahrungsgemäß kaum Einfluß auf die Biegeschwingungen.

Anordnung des Schwungrades in der Mitte der Zylinderreihe ist vorteilhaft, Anordnung an beiden Enden dagegen nicht zu empfehlen. (Diese Anordnungen kommen für Flugmotoren, bei denen im allgemeinen die Luftschraube als Schwungrad zu rechnen ist, nicht in Betracht. D. Ber.)

Schädlich sind die Drehschwingungen durch den häufigen Beanspruchungswechsel und die ständig schwankende Drehzahl, die den Massenausgleich stört und Geräusche gibt, sowie durch die schnellere Abnutzung. Bekämpft werden sie durch Verstärken der Kurbelwelle oder gute Verteilung der Kurbelmassen zum Erhöhen der Eigenschwingungszahl; oder durch »Schwingungsdämpfer«, z. B. federndes Andrücken einer großen Masse am stärkst schwingenden Wellenende; oder durch ungleichmäßiges Versetzen der Kurbeln, das freilich den Massenausgleich schädigt.

Nach Messungen von Geiger macht die Kurbelwelle mit ihren Massen außerdem langsame Schwankungen ohne Verdrehung, vielleicht infolge Resonanzschwingungen der Luftsäule im Saugrohr.

— *J. Plünzke*, Drehschwingungen des Automobilmotors; Der Motorwagen **29**, Nr. 6 vom 28. Februar 1926, S. 115 bis 128 (26 Sp., 27 Skizz. und Schwingungsbilder, 2 Zahltaf.). *E.* 60904.

Motorteile. Verstellbare Haw-Metall-Luftschraube, von der Haw-Propellerbau G. m. b. H., Berlin, hergestellt.

Die Schraube besteht aus einzelnen Flügeln, die in ein Mittelstück mit zwei, drei oder vier Ansätzen eingesetzt werden; dabei kann ihnen vor der festen Einspannung eine gewünschte Steigung gegeben werden.

Die Flügelblätter sind dreiteilig, je ein Saug- und Druckseitenteil aus Siluminguß, Trennfuge in der Ein- und Austrittskante, ein Innengerüst aus Chromnickelstahl mit zwei durchlaufenden Ankerholzen und dem Flügelfuß. Die beiden Silumingußstücke sind mit 5 Querrippen versteift, durch die der Saugseite laufen die Ankerbolzen, die mit doppelten Muttern an ihnen eingespannt sind. Die Druckseite ist in einem Falz der Saugseite gelagert und wird mit dieser vernietet und verschweißt.

Das Mittelstück mit Nabe besteht aus einem Vorder- und Hinterteil, die, mittels Schellen oder Bolzen in angegossenen Augen zusammengepreßt, die einzelnen Flügel verbinden; die Auswechselbarkeit der Nabe gestattet, die Schraube auf verschiedenen Motorenmustern zu verwenden.

— Werbeschrift der Firma. *H.* 60905.

Motorteile. Béchard-Rohrverbindungs-Nippel. Die beiden gegeneinanderliegenden Rohrenden haben je eine kugelige Verdickung, die drehbar in zwei besonderen Körpern mit der Trennfuge als gemeinsame Gleitfläche gelagert ist, s. Abb. Die Rohrenden werden von Schraubenfedern, die von außen durch den Innenflansch einer Überwurfmutter bzw. eines hohlen Bolzens gehalten werden, durch Anziehen der Mutter gegeneinander gepreßt.

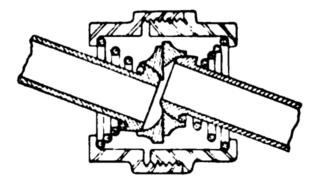


Abb. zu 60906. Béchard-Rohrverbindungs-Nippel.

— Aménagement et équipement des groupes motopropulseurs: Canalisation-Robinetterie; L'Aéronautique **8**, Nr. 81 vom Februar 1926, Beilage L'Aérotechnique **4**, Nr. 38, S. 61 u. 62 (½ Sp., 1 Skizze). *H.* 60906.

Navigation. Der Funkrichtturm, vom Radio-Laboratory in McCook Field, Dayton, Ohio, benutzt von einer Bodenstation gerichtete Wellen, die mit den üblichen Bordapparaten aufgenommen werden.

Die Antenne in McCook Field besteht aus zwei zueinander senkrechten Dreieckschleifen von 22 m Höhe und 90 m Basislänge, die jede mit einer Drehspule eines Goniometers verbunden ist. Das Goniometer kann durch Drehen der Spulen auf jede gewünschte Senderichtung eingestellt werden.

Auf jeder Dreieckantenne wird mit Hilfe eines selbsttätigen Gebers auf Welle 1050 ein Buchstabe des Morse-Alphabets gegeben, der nach folgenden Gesichtspunkten ausgesucht wird. Benutzt werden z. B. die Buchstaben: A (. —), N (— .) oder L (. — . .), EU (. . . —). Durch geeignete Verschiebung wird der Punkt oder Strich des einen Buchstaben in einer Lücke des anderen Buchstaben gesendet, so daß bei gleicher Lautstärke durch Überlagerung lange Striche (—) entstehen; bei Kursabweichungen ist der entsprechende Buchstabe zu hören, und der Führer kann das Flugzeug dann wieder nach dem Gehör einsteuern,

Versuchsflüge im Nebel bis zu 320 km Entfernung haben gute Ergebnisse gezeigt; der Bereich gleicher Lautstärke war kleiner als 2°, und das Ziel wurde auf etwa 800 m genau erreicht.

Zur Vermeidung von Zusammenstößen zweier Gegenflugzeuge können beide mit einer kleinen Rechts- oder Linksabweichung unmittelbar neben der Richtlinie fliegen.

— The Air Service Radio Beacon; Aviation **20**, Nr. 10 vom 8. März 1926, S. 331 bis 332 (3 Sp., 3 Lichtb.). *H., E.* 60907.

Sicherheit. Der Holt-Fallschirm, Muster A 41, für Führer und Besatzung von Flugzeugen besteht aus einem Haupt-, einem Stoßfänger- und einem Hilfsfallschirm. Die Zwischenschaltung des Stoßfängerfallschirms ist nicht unbedingt nötig. Verpackung als Sitzkissen.

Der Hilfsfallschirm wird durch eine Sondereinrichtung, die von der früheren mit einem Schirmgerippe verschieden ist, aus der Umhüllung geworfen und gleichzeitig entfaltet; er ist kugelig, hat keine vorstehenden Ecken und keine Nieten oder Gelenke, die rosten könnten.

Der Hauptfallschirm, dessen Geleine von Rohren aus dünner Seide zusammengehalten wird, wird von dem Stoßfänger- oder Hilfsfallschirm aus dem Verpackungssack herausgezogen, ebenso die Leinen aus den Seidenschläuchen. Biegsamer Fallschirmrand (»Jelly Bag«, wörtlich = »Sülzbeutel«) hält Mündung zwecks leichteren Entfaltens offen, während eine zerreißbare Haut die Scheitelöffnung geschlossen hält, um Saugwirkung beim Öffnen zu vermeiden.

Öffnen des Sackes von Hand oder mittels einer am Flugzeug angebrachten langen Abzugsleine. Der Handverschluß kann mit einem Griff entsichert werden; dann genügt der Zug an einer Schnur, um den Verschlußbolzen zu öffnen. Dies darf nicht zu früh geschehen, um ein Verwickeln des Fallschirms, etwa am Schwanzsporn, zu verhindern; deswegen sollen nur erfahrene Leute von Hand öffnen, andere durch die lange Abzugsleine, die ein Freikommen gewährleistet. Für Fluggäste Fallschirme mit Handbetätigung und zwischengeschaltetem Holt-Verzögerer.

Gurtwerk aus einem einzigen schlauchförmig gewebten Stück. Die Beinschlingen werden durch Schleifen des Tragseils gebildet und nehmen den Öffnungsstoß auf, so daß Gurtwerk nicht beansprucht wird.

Durchmesser (verpackt)	0,74 m
Gewicht	10,5 kg
Fallstrecke, bis der Hilfsfallschirm aus der Wagerecht- in die Senkrechtlage kommt	6,7 m
weitere Fallstrecke bis zur Entfaltung des Stoßfängerfallschirms	6,0 m



weitere Fallstrecke bis zum Herausziehen des Hauptfallschirms . . 7,6 m
höchste Fallgeschwindigkeit vor dem Öffnen des Hauptfallschirms . . 22 bis 26 m/s
— Sonderbericht der Firma. *H.*, *E.* 60908.

Sicherheit. Brände entstehen am häufigsten durch Rückschlagen der Flammen in den Vergaser, durch Sperren der Ventile, durch Zündfehler, Kurzschlüsse im Magneten oder in den Zündleitungen und durch schwere Störungen am Motor, wie Gehäusebruch usw.

Das Zurückschlagen der Flammen wird durch den Einbau geeigneter Rückschlagventile zwischen Zylinder und Vergaser ungefährlich.

Das Pierre-Rückschlagventil besteht im wesentlichen aus einer sich mit dem Luftstrom drehenden vierflügeligen Windschraube, deren Flügel beim Rückschlag den Vergaser absperren. Farcort benutzt ein Siebventil, das wie die Drahtgase der Grubenlampen wirkt.

Kurzschlüsse sind nur durch sorgfältiges Verlegen und Isolieren der Zündkabel zu vermeiden; bei schweren Verletzungen des Motors werden sie aber immer auftreten.

Brandschotte aus doppeltem Stahl- oder Aluminumblech mit dazwischenliegender Asbestschicht sind vorgeschrieben.

Abwerftanks werden mit Erfolg angewandt.

Schnelle Trennung der Brennstoffrohrleitungen wird durch eine Anordnung von Caudron erzielt. Zwei zu verbindende Paare paralleler Rohre sind an den Enden mit je einer Brücke verbunden; in die Schlitzöffnung der einen Brücke greift Riegel des gefederten Bajonettverschlusses mit Handhebel, der in der anderen Brücke gelagert ist. Die Rohrenden werden unter Verwendung eines elastischen Dichtungsmittels fest aneinandergepreßt; durch einen Griff können sie getrennt werden.

Feuerlöscher sind in zwei Größen genormt (6 und 4 l). Sie bestehen aus einem Tetrachlorkohlenstoffbehälter mit zwei Öffnungen; durch die eine ist ein bis zum Boden reichendes Rohr mit Federventil zur Löschleitung geführt, die andere geht zu einem Vorlagebehälter, der wieder durch ein Ventil mit einer Druckluftflasche in Verbindung steht. Die Druckluft drückt nach Öffnen des Ventils die Löschflüssigkeit in die über dem Motor angebrachte Leitung mit den einzelnen Austrittsöffnungen.

Bei einer Warneinrichtung von Bouillon sind an gefährdeten Stellen leicht schmelzbare Metallstücke angebracht, die nach Schmelzen durch ein federgespanntes Bowden-Zugkabel eine rote Warnscheibe am Schaltbrett erscheinen lassen.

Warn- und Feuerlöscheinrichtung kann derart verbunden werden, daß durch das gespannte Zugkabel eine das Druckluftventil öffnende Feder festgehalten wird, die dann bei entspanntem Kabel das Ventil öffnet und den Feuerlöscher in Tätigkeit setzt. Diese selbsttätige Einrichtung kann nach Bedarf durch Ausschalten der Spannfeder abgestellt werden.

— *M. Lame*, La protection contre l'incendie à bord des avions; L'Aéronautique 8, Nr. 82 vom März 1926, S. 91 bis 93 (5 Sp., 4 Lichtb., 4 Skizzen). *H.* 60909

Unterricht. Diplom-Prüfungsordnung für Flugtechnik (Luftfahrzeugbau) der Abteilung für Schiffs- und Flugtechnik an der Technischen Hochschule Danzig (vgl. T. H. Berlin, 60137).

I. Vorprüfung.

Wie Fachrichtung Maschinentechnik, Schiffbau- oder Schiffmaschinenbau.

II. Hauptprüfung.

A. Übungsergebnisse:
a) Pflichtfächer:
1. Übungen aus dem Maschinenlaboratorium,
2. Übungen aus dem Festigkeitslaboratorium,
3. Übungsergebnisse aus der Strömungslehre (einschl. Propeller),
4. u. 5. zwei konstruktive Entwürfe aus dem Luftfahrzeugbau, von denen einer eine Kraftmaschine betreffen muß,
6. Eine Bearbeitung werkstattechnischer oder wirtschaftstechnischer Art.

b) Wahlfach:
7. Ein Wahlfach nach freier Wahl aus dem Gebiete der Maschinentechnik, Schiffbautechnik, Flugtechnik oder Elektrotechnik, einschl. Betrieb und Verwaltung, sowie Meteorologie.

B. Mündliche Prüfung:
a) Pflichtfächer:
1. Strömungslehre einschl. Propeller,
2. Luftfahrzeugbau,
3. Statik und Baustoffkunde der Luftfahrzeuge,
4. Dampf- und Verbrennungskraftmaschinen,
5. Werkstattbetrieb und Fabrikorganisation oder Arbeitsmaschinen (ohne Hebe- und Förderanlagen),
6. Meteorologie oder Grundsätze der Schiffstheorie.

b) Wahlfächer:
7. u. 8. Zwei weitere Wahlfächer aus einem beliebigen Prüfungsfach der Hochschule, insbesondere Leichtfahrzeugbau, Theorie der Luftfahrt, Luftverkehr, Schiffbau, Wärmekraftwirtschaft, Wärmemechanik, Maschinendynamik, höhere Mechanik und Physik, Meßtechnik und Meßgeräte, Wetterkunde.

— Sonderbericht. *H.* 60910.

Unterricht. Vorlesungen über Luftfahrt an den Technischen Hochschulen, Sommersemester 1926 (vgl. 60220).

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármán	Flugzeugbau (einschließlich Luftschrauben)	3	2
v. Kármán	Praktische Arbeiten im Flugzeugbau	—	3
v. Kármán	Flugtechnisches Seminar	—	2
v. Kármán	Anleitung zu selbständigen Arbeiten auf dem Gebiet der Flugtechnik (besonders Festigkeitsversuche und Versuche im Windkanal)	—	8 (gesamt)
Langer	Großer Kurs für Kraftfahrzeuge	—	2 Wochen
Langer	Übungen im Laboratorium für Kraftfahrwesen	—	8 (gesamt)
Langer	Konstruktionsübungen: a) Kraftfahrzeuge im Anschluß an den Kurs	—	1
	b) Verbrennungsmaschinen und Kraftfahrzeuge	—	4
Polis	Aerologie	1	—
Polis	Klimatologie	1	—
Schleusner	Flugzeugstatik	2	—
	Technische Hochschule Berlin:		
Becker	Kraftfahrzeuge und Leichtmotoren (Fahrzeugmotoren, Flugmotoren)	2	—
Becker	Entwerfen von Kraftfahrzeugen und Leichtmotoren	—	4
Becker	Betriebsübungen an Kraftfahrzeugen und Leichtmotoren	—	—
Everling	Luftverkehr und Flugbetrieb (einschl. Wetterdienst)	1	—
Everling	Modellversuche	1	—
Everling u. Koppe	Übungen an Luftfahrt-Meßgeräten	—	2 (14tg.)

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
Föttinger	Strömungslehre II (Auftrieb u. Widerstand)	2	2
Hoff	Flugzeugbau II	2	2
Hoff	Entwerfen von Flugzeugen	—	2
Hoff	Übungen in der Deutschen Versuchsanstalt Adlershof	—	4
Hoff	Ausgewählte Kapitel aus dem Flugzeugbau	—	2
Koppe	Navigation II (Astronomische Ortsbestimmung)	1	—
Koppe	Wettervorhersage	1	2 (14tg.)
Krainer	Entwerfen von Propellern	—	4
Eug. Meyer	Ausgewählte Kapitel der höheren technischen Mechanik	2	—
v. Parseval	Ausgewählte Kapitel aus der Flugtechnik	2	—
Romberg	Grundlagen der Verbrennungskraftmaschinen (Automobil-, Schiffs- und Flugmotoren)	4	4
	Technische Hochschule Braunschweig:		
Düll	Verbrennungskraftmaschinen	2	—
Eisenmann	Übungen im Flugzeugbau	—	4
Timerding	Hydrodynamik	2	—
	Technische Hochschule Breslau:		
Milarch	Aerostatik	1	—
Milarch	Die Entwicklung der Luftfahrt	2	—
	Technische Hochschule Danzig:		
Flügel	Strömungsphysik und Seminar für Strömungsphysik	2	2
Flügel	Theorie des Widerstandes und Auftriebs nebst Seminar	1	1
Flügel	Propeller	2	2
Flügel	Größere Arbeiten im Institut für Hydromechanik	—	
Lienau	Statik der Schiffsgefüge	2	—
Lienau	Übungen in Statik der Schiffsgefüge	—	2
Lienau	Statik und Bau von Segelflugzeugen	1	—
Lorenz	Hydromechanik	2	2
Lorenz	Übungen im Materialprüfen	—	4
Mangold	Fahrzeug- und Flugzeugmotoren	2	—
Mangold	Entwerfen von Fahrzeug- und Flugzeugmotoren	—	2
Werner	Schiffstheorie (Stabilität und Bewegungsvorgänge auch bei Luftschiffen)	2	2
	Technische Hochschule Darmstadt:		
Eberhardt	Luftschiffahrt	2	2
Eberhardt	Flugtechnik	2	2
Eberhardt	Allgemeine Vorlesung über das gesamte Gebiet der Luftfahrt	2	—
Eberhardt	Mechanik des Vogelflugs	1	—
Eberhardt	Fahrten im Freiballon. Während der Fahrt praktische Übungen in aeronautischer und meteorologischer Instrumentenkunde		—
v. Löw	Kraftwagenbau und -Betrieb, Motorenvergaser, Zünd-, Licht- und Anlaßmaschinen, Kühl- und Ölorgane	2	—
Schlink	Ausgewählte Kapitel aus der höheren Aerodynamik	1	—
Hollatz	Luftfahrtsrecht	1	—

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Technische Hochschule Hannover:		
Pröll	Bau und Betrieb von Flugzeugen und Motorluftschiffen	2	—
Pröll	Statik der Flugzeuge	1	—
Pröll	Flugzeugdynamik	1	—
Pröll	Übungen im Entwerfen von Flugzeugen	—	6
	Technische Hochschule München:		
Schrön	Leichte Verbrennungsmotoren (Fahr- und Flugmotoren)	2	—
Schrön	Entwerfen von leichten Verbrennungsmotoren	—	4
Thoma	Praktikum im Hydraulischen Institut	—	2
Thoma	Hydraulisch-Aerodynamisches Seminar	—	2
Thoma	Anleitung zur Ausführung selbständiger Arbeiten im Hydraulischen Institut	—	
	Technische Hochschule Stuttgart:		
v. Hammer	Direkte Zeit- und geographische Ortsbestimmung	1	1
Kamm	Ausführliche Behandlung wichtiger Fragen des Kraftfahrzeugbaues einschließl. Flugzeugmotoren	4	—
Kamm	Maschinenkonstruktion auf dem Gebiet der Kraftfahrzeuge und Flugzeugmotoren	4	—
Kamm	Übungen im Laboratorium für Luft- und Kraftfahrwesen		6 (Hlbg.)
Schrenk	Flugzeuge und ihre konstruktiven Einzelheiten	2	—
	Kyffhäusertechnikum Frankenhausen:		
	Flugzeugbau	6	—
	Luftschiffbau	1	—
	Flugmotoren- und Getriebebau	4	—
	Luftschraubenbau	1	—
	Luftfahrzeugbetrieb	2	—
	Aeromechanik	3	—
	Statik im Luftfahrzeugbau	2	—
	Festigkeitslehre und Materialkunde	2	—
	Instrumenten- und Meßkunde	2	—
	Luftfahrzeugführung und Navigation	2	—
	Luftmeer- und Wetterkunde	2	—
	Funkentelegraphie und Signalwesen	2	—
	Gesetzeskunde	1	—
	Luftfahrzeug-Konstruktionsübungen	—	8
	Flugmotoren-Konstruktionsübungen	—	4
	Luftfahrzeugbau-Laboratorium	—	2
	Motorenbau-Laboratorium	—	2
	Wetterkunde, praktische Übungen	—	1
	Werkstattarbeiten		nach Wahl
	Ingenieurakademie Oldenburg:		
Lühe	Wetterkunde	—	Kursus mit prakt. Übung.
Wieking	Flugzeugbau	2	2
Wieking	Leichtmotorenbau	2	2
Wieking	Aerostatik	1	—
Wieking	Bau von Meßinstrumenten	—	2
	Technikum Strelitz:		
Schwengler	Statik und Konstruktion der Luftfahrzeuge	4	—

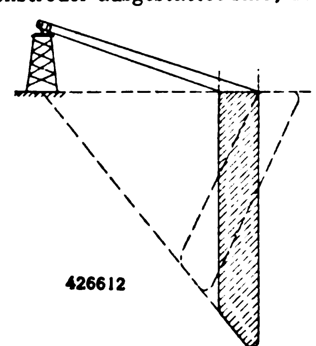
— Sonderbericht, (um ergänzende Mitteilung wird gebeten D. Ber.) *H.* 60911.



Patentschau.

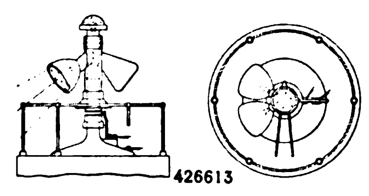
(Es bedeutet: B: Beginn der Patentdauer, V: Ausgabetag der Patentschrift.)

426 612/62 c, 27. Scheinwerfer für Flugplatzbeleuchtung. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Siemensstadt (Erf.: A. Foß, Nürnberg). B 5. 4. 24. V 19. 3. 26. An Scheinwerfern für Flugplatzbeleuchtung, die mit einem Seitenstreuer ausgestattet sind, ist eine



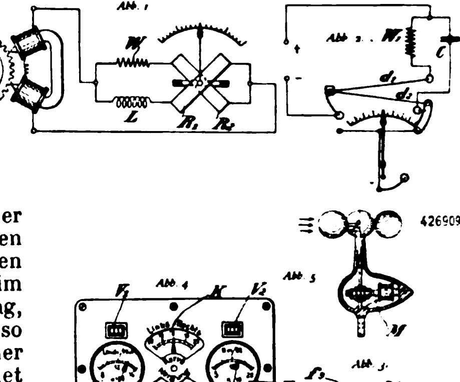
derartige Einstellung des Seitenstreuers unter Schutz gestellt, daß seine Fächerungsebene bei wagerechter Lage der optischen Scheinwerferachse gegen die Wagerechte geneigt ist; es steht ferner an derartigen Scheinwerfern ein an sich bekanntes System verschiedener Prismen unter Schutz, das eine Zunahme der Lichtstärke von der einen Seite des Lichtstromes zur gegenüberliegenden Seite bewirkt.

426 613/62 c, 27. Flugplatzbeleuchtung. Fa. Carl Zeiß, Jena. B 17. 12. 24. V 19. 3. 26. Auf einer Stütze (Mast u. dgl.) ist eine Beleuchtungsvorrichtung angeordnet, die auf dem Flugplatz ein neben der Stütze liegendes Feld beleuchtet, und die um eine lotrechte Achse drehbar und mit einer Windfahne so gekuppelt ist, daß die



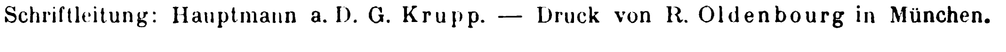
durch die Windfahne gelegte Lotebene seitlich von dem beleuchteten Feld liegt. Auf der Stütze kann noch ein Signallicht angeordnet und das Leuchtfeld kann länglich gestaltet sein, und zwar derart, daß die Längsrichtung parallel zur Windfahne verläuft, mit der die Beleuchtungsvorrichtung gekuppelt ist.

426 909/62 c, 26. Meßvorrichtung zur Stabilisierung v. Flugzeugen. O. Bothe, Steglitz. B 6. 3. 24. V 20. 3. 26. Die Meßvorrichtung besteht in der auf einem einheitlichen Meßverfahren beruhenden Zusammenfassung eines Fahrtwindmessers, der die für die Sicherung der Schwebefähigkeit des Flugzeugs wichtige Kenntnis der jeweiligen relativen Fluggeschwindigkeit gegenüber der umgebenden Luft vermittelt, und eines Kurvenneigungsmessers, der den Gleichgewichtszustand beim Fliegen in der Kurve sowie die richtige Kurshaltung (Geradeausflug) beim Fliegen in der Nacht, im Nebel oder in einer Wolke zu kontrollieren gestattet. Es wirken zwei Wechselstromkreise, die durch zwei zu beiden Seiten des Rumpfes angeordnete Windmesser (z. B. Schalenkreuze) beeinflußt werden, auf Meßsysteme, von denen das eine zur Bestimmung der Fahrtgeschwindigkeit die Summe, das andere zur Bestimmung der Kurvenneigung die Differenz der Wechselströme mißt. Diese Anordnung hat die Wirkung, daß der Fahrtwindmesser nicht nur beim Geradeausfluge sondern auch in der Kurve die relative Fluggeschwindigkeit richtig, d. h. auf Flugzeugmitte bezogen, zur Anzeige bringt. Bezüglich des Kurvenneigungsmessers ist die Wirkungsweise eine solche, daß er nur die Differenz der an den beiden Enden des Tragdecks herrschenden Fluggeschwindigkeit mißt, so daß beim Geradeausflug kein Zeigerausschlag, beim Kurvenflug dagegen ein um so größerer Ausschlag entsteht, je kleiner der Krümmungshalbmesser ist. Bildet man den Zeiger des Kurvenneigungsmesser als Doppelzeiger aus und läßt ihn gleichzeitig auf einer besonderen Skala spielen, auf der sich noch ein zweiter Zeiger bewegt, der in bekannter Weise durch ein gedämpftes Pendel eingestellt wird, so kann dem Flugzeugführer in sinnfälliger Weise vor Augen geführt werden, ob das Flugzeug in wagerechter Lage geradeausfliegt oder ob es »hängt« bzw. ob es beim Beschreiben einer Kurve »richtig in der Kurve liegt«. Indem die verschiedenen Meßfunktionen einheitlich auf Wechselstrommessungen zurückgeführt werden, kann das Instrument in bekannter Weise mit einfachen, auf dem Resonanzprinzip beruhenden Kontrollvorrichtungen ausgerüstet werden. Die Wechselstrommessung wird zweckmäßig in der Weise bewirkt, daß in Abhängigkeit von der Schalenkreuz-Umdrehungsgeschwindigkeit Wechselströme mittlerer Frequenz erzeugt werden, die in an sich bekannter Weise über zwei in den Stromkreis eines aus einem Hitzdrahtgerät oder Elektrodynamometer o. dgl. bestehenden Differential-Strommessers eingeschaltete Wechselstromwiderstände geführt werden, die verschiedenes Verhalten gegen eine Änderung der Stromwechselzahl zeigen. Die Wechselstromwiderstände können aus einem Ohmschen Widerstand, einer Selbstinduktionsspule oder einem Kondensator bestehen und werden zweckmäßig in Nebeneinanderschaltung in den Wechselstromkreis gelegt. Wesentlich für die Anwendung magnetischer Meßanordnungen ist es, daß der zugeführte Wechselstrom mit Hilfe verschiedener Wechselstromwiderstände in zwei verschieden starke Teilströme zerlegt wird, die mittels zweier Meßspulen auf ein gemeinsames Meßorgan ein von der Periodenzahl des Wechselstromes abhängiges Drehmoment ausüben. In



den beistehenden Zeichnungen stellt Abb. 1 die Dynamometeranordnung dar; darin ist W ein induktionsfreier Widerstand, L eine Selbstinduktionsspule und R_1 und R_2 sind zwei Richtspulen. In der Hitzdrahtanordnung der Abb. 2 ist W_1 ein Ohmscher Widerstand, C ein Kondensator und d_1 und d_2 sind Hitzdrähte, die so bemessen sind, daß sie bei gleichen Stromstärken in den beiden Stromzweigen gleiche Längenausdehnungen erleiden. Abb. 3 zeigt eine auf Resonanzwirkung beruhende Kontrolleinrichtung mit einer abgestimmten federnden Stahlzunge f_3; Abb. 4 gibt eine Ansicht des Gesamtinstruments wieder (U Drehzahlmesser, F Fahrtwindmesser, V_1, V_2 Kontrollresonatoren, K Kurvenmesser, N Neigungsmesser mit Doppelzeiger). Abb. 5 ist die Anordnung des Wechselstromerzeugers M im Anemometergehäuse.

Patentwesen; Gebühren-Neuordnung. Mit dem 1. April ds. Js. ist ein neues Gesetz über die patentamtlichen Gebühren in Kraft getreten, dessen wesentliche Änderungen gegenüber den bisherigen Gebührensätzen in einer Heraufsetzung der Patentanmeldegebühr von M. 15 auf M. 25, in einer Herabsetzung der Jahresgebühren und in der Wiedereinführung der Befreiung der Zusatzpatente von Jahresgebühren (außer der ersten von M. 30) besteht. Darnach sind nunmehr zu zahlen: als Patentanmeldegebühr M. 25, als Jahresgebühren eines Hauptpatents für das erste bis achtzehnte Patentjahr: M. 30, 30, 30, 30, 50, 75, 100, 150, 200, 300, 400, 500, 600, 700, 800, 900, 1000 und 1200, als Beschwerde-, Nichtigkeits- und Berufungsgebühr M. 20 bzw. 50 bzw. 150. Für Gebrauchsmuster kostet die Anmeldung nunmehr M. 15, die Schutzfristverlängerung M. 60. Bezüglich der Warenzeichen- und sonstigen Gebühren wird auf das im Reichsgesetzblatt 1926 Teil II, Seite 181, 182 abgedruckte Gesetz verwiesen.



Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

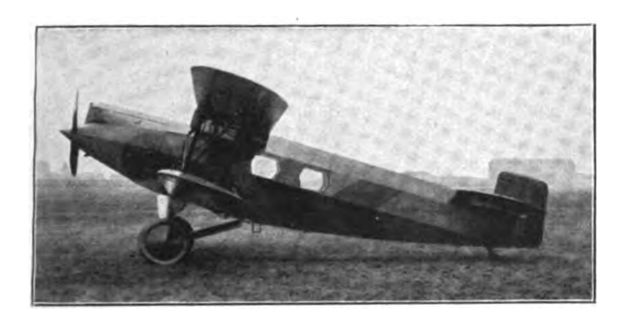
10. Heft 28. Mai 1926 17. Jahrgang

Albatros-Verkehrs- und Lasten-Flugzeug L 72a.

Von G. Lachmann.

Allgemeine Baugrundsätze.

Der Konstruktion lagen folgende Richtlinien zugrunde: Es sollte ein Flugzeug geschaffen werden, das eine Nutzlast von 400 kg bei einer Motorleistung von etwa 220 PS mit möglichst hoher Geschwindigkeit befördert. Besonderer Wert wurde gleichzeitig auf gutes Start- und Landevermögen gelegt, damit die Maschine auch auf kleinen Plätzen gebraucht werden konnte. Die Tanks sollten Betriebsstoffe für 4½ h Stunden Flugzeit fassen. Die Maschine mußte





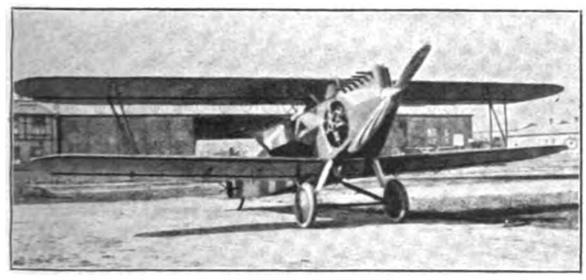


Abb. 1. Drei Ansichten des Flugzeuges.

sowohl als reiner Lastenschlepper (Zeitungen) als auch als Passagier-Flugzeug benutzt werden können. Hohe Wetterfestigkeit sollte durch Aufbau des Gerippes aus Metall erreicht werden.

Gewählter Typ.

Es wurde eine einstielige Doppeldeckerzelle mit verhältnismäßig dünnem Flügelschnitt zugrunde gelegt, die mit Profildrähten ausgekreuzt wurde. Gegenüber den bisher in Deutschland stark bevorzugten freitragenden Flügeln mit dicken Profilen bietet diese Bauart den Vorteil eines geringeren Flügelgewichts bei gleichem bzw. kleinerem Widerstand. Für die Verspannung erscheinen Profildrähte zweckmäßiger als Kabel, da sie nur $^1/_5$ des Kabelwiderstandes bieten. Durch eine verhältnismäßig hohe Flächenbelastung von ≈ 57 kg/m² wird der Flügelwiderstand und das Flügelgewicht verhältnismäßig gering gehalten. Die bei Anwendung derartig hoher Flächenbelastungen bei dünnen Profilen zu erwartende hohe Landegeschwindigkeit soll durch Anwendung des Spaltflügelprinzips wieder herabgesetzt werden.

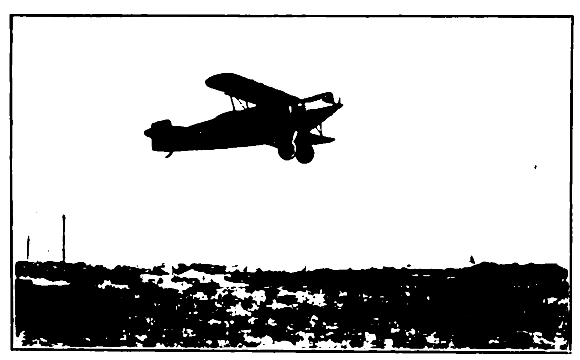


Abb. 2. Das Flugzeug beim Start mit offenem Schlitz.

Aufbau des Flugzeuges im einzelnen.

a) Tragflügel.

Beim Aufbau der Zelle wurde in besonderer Weise auf Vereinheitlichung der einzelnen Bauglieder Rücksicht genommen. Die beiden Flügel jeder Tragzellenhälfte sind gleich und austauschbar, desgleichen sämtliche Anschlußbeschläge der Flügel. Die unteren Flügel werden unmittelbar am Rumpf angeschlossen, die oberen Flügel an einem Baldachin. Die durch den Baldachin entstehende Lücke im oberen Tragdeck wird durch den im Querschnitt flügelprofilartigen Benzintank ausgefüllt. Am äußeren Ende werden die Flügel durch einen N- oder I-Stiel verbunden. Die Verspannung erfolgt in zwei Ebenen durch Profildrähte, wobei die Tragdrähte doppelt ausgeführt sind. Selbst beim Reißen eines Tragkabels in jeder Verspannungsebene, also vier Drähten insgesamt, bleibt der statische Aufbau der Zelle in Ordnung.

Die Flügelholme bestehen durchweg aus Dural. Es sind Kastenträger mit gepreßten Gurten von neuartiger Querschnittsform, die eine einfache Außenvernietung mit den gelochten Blechwänden erlaubt. Die Rippen sind aus dünnwandigen Stahlrohren als Gitterträger ausgeführt und



Abb. 3. Landestellung der Flügel.

können von oben auf die Holme aufgesteckt werden. Die Holme werden gegeneinander durch Stahlrohre abgestrebt. Die einzelnen Felder sind mit doppelt geführtem Drahtseil ausgekreuzt. Das Gerippe wird mit zelloniertem und lackiertem Stoff bespannt.



Diese von der in Deutschland sonst üblichen Ganzmetall-Bauart abweichende Konstruktion bietet folgende Vorteile:

Einfache Reparatur, leichte Kontrolle des gesamten Flügelgerippes, indem alljährlich einmal die Bespannung abgeledert wird, relativ geringer Herstellungspreis. Die Wetterbeständigkeit ist die gleiche wie bei Ganzmetall-Flugzeugen.

Der Flügel besteht aus drei Teilen: dem Mittelteil, dem Hilfsflügel und der hinteren Klappe. Als Hilfsflügel dient eine gebogene Duralplatte, die durch einen Lenkermechanismus mit Hilfe eines durch den Flügel laufenden Torsionsrohres betätigt wird, derart, daß der Hilfsflügel im normalen Flug glatt auf der Nase des Profils aufliegt und beim Landen durch Drehung des Torsionsrohres abgehoben und nach vorn geschoben wird. Dadurch entsteht zwischen Hilfsflügel und Hauptflügel ein düsenartiger Spalt, dessen enger Austritt auf der oberen Seite des Flügels liegt. Auf diese Weise kann eine Sekundärströmung von der unteren Seite des Flügels auf die Saugseite geleitet werden. Diese Hilfsströmung bläst den sich bei großen Anstellwinkeln bildenden wirbligen Totluftraum weg. Gleichzeitig mit der Verschiebung des Hilfsflügels wird eine längs der Spannweite am hinteren Ende des Flügels angebrachte Klappe um 24° herabgezogen, wobei sich ebenfalls ein Düsenschlitz zwischen Klappe und Mittelflügel bildet. Dadurch wird eine weitere Auftriebserhöhung erreicht. Zahlreiche Windkanalversuche und praktische Untersuchungen haben gezeigt, daß mit einer derartigen Anordnung der Auftrieb des Flügels ungefähr verdoppelt werden kann, oder umgekehrt, man kann die Flächenbelastung verdoppeln, ohne daß sich die Landegeschwindigkeit vergrößert.

An der L 72 wurde eine Verminderung der Minimalgeschwindigkeit um 28 vH festgestellt.

Jeder einzelne Flügel besitzt eine Verwindungsklappe, die entsprechend der Landeklappe gebaut ist und ebenfalls

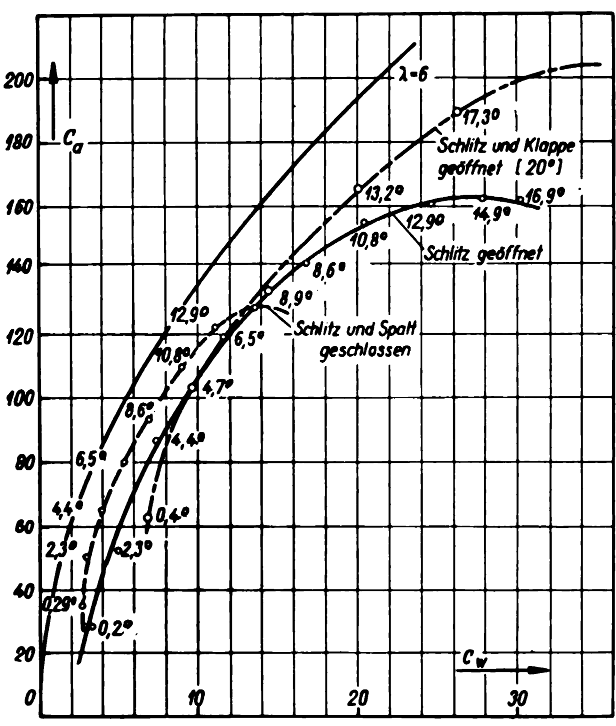


Abb. 4. Polare des Profils mit offenem und geschlossenem Schlitz (englische Messung aus der Versuchsanstalt der Firma Handley Page Ltd., London). Der im Vergleich zu Göttingen kleinere Kennwert dürfte den verhältnismäßig großen Profilwiderstand bei geschlossenem Schlitz erklären.

durch einen düsenartigen Schlitz von der Hauptfläche getrennt ist. Die Betätigung der Verwindungsklappe erfolgt unter Ausschluß von Kabeln durch Torsionsrohre und Stoßstangen. Die gesamte Hilfsflügelanordnung wird mit Hilfe einer Handkurbel und einer Spindel mit Selbsthemmung betätigt. Zum Öffnen des Schlitzes bzw. zum Schließen sind 8 Umdrehungen erforderlich.

b) Rumpf.

Der Querschnitt des Hauptgerüstes ist sechseckig, nach erfolgter Stoffverkleidung achteckig. Das Gerüst besteht

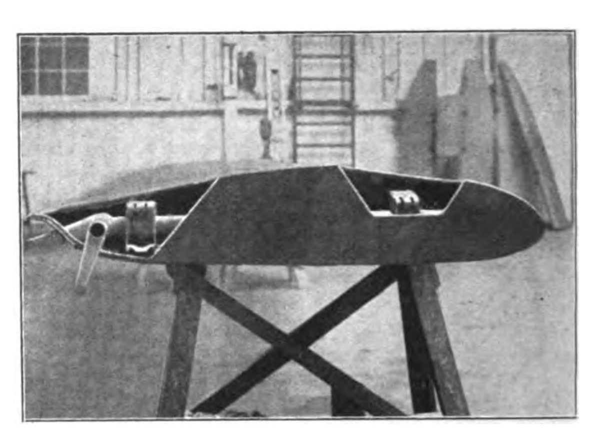


Abb. 5. Flügel-Anschlußbeschläge.

aus autogen geschweißten Stahlrohren, die Diagonalverspannung erfolgt durch Stahldraht. Das Gerüst wird mit zelloniertem und lackiertem Stoff bespannt. Der Führersitz befindet sich unter der Mitte des oberen Tragdecks, so daß sich eine ausgezeichnete Sicht nach vorn und nach der Seite bietet. Hinter dem Kopf des Führers schließt die Rumpfoberkante unmittelbar an die Hinterkante des Oberflügels an. Eine stromliniengemäß gebogene Windschutzscheibe aus Zellon, die den Raum zwischen Rumpf und Flügel ausfüllt, schützt den Führer vollkommen vor Zugluft, so daß er ohne Haube und ohne Brille fliegen kann. Seitlich ist der Windschutz jedoch offen, so daß der Führer bei Regen und Schnee herausschauen kann. Vor dem Führersitz befindet sich ein kleiner Lastenraum in Gestalt eines Aluminiumblechkastens für ungefähr 70 kg nicht abwerfbare Last. Dieser Raum ist durch eine Seitentür leicht zugängig. Durch diese Verteilung der Last vor und hinter dem Schwerpunkt wird eine zu starke Vertrimmung des Flugzeuges beim Flug mit leerer Maschine vermieden. Kleine Schwankungen in in der Schwerpunktlage, z. B. nach Abwurf der abwerfbaren Last können mühelos mit Hilfe der verstellbaren Höhenflosse berichtigt werden.

Der Führersitz aus Aluminium ruht auf einem Stahlrohrunterbau. Unmittelbar vor dem Führer ist das Instrumentenbrett eingebaut. An diesem sind in gedrängter aber übersichtlicher Weise alle notwendigen Instrumente und Handgriffe vereint: Tourenzähler, Kühlwasserthermometer, Öldruckmesser, Geschwindigkeitsmesser, Höhenmesser, Kompaß, Ausschalter, Anlasser, Gashebel, Zündungshebel, Brandhahn und Düsenverstellung. Die Hähne für den Benzin-Haupt- und -Nottank sind unmittelbar am Tank oberhalb des Führers angebracht, desgleichen die neuartigen Benzinuhren, die auf magnetischem Wege mit Hilfe eines Steigzeigers den Benzinstand sicher anzeigen. Die beiden Tanks fassen zusammen Betriebsstoff für 4½ h. Das Benzin fließt dem Vergaser im natürlichen Gefälle zu. Durch einen besonderen Brandhahn kann die Leitung unmittelbar hinter dem Vergaser abgeschlossen werden.

c) Steuerung.

Höhensteuer und Verwindung werden durch einen Knüppel aus Duralumin mit Aluminiumgriff betätigt. Für die Betätigung des Seitenruders dient ein Fußhebel. Rechts seitlich vom Sitz ist das Handrad für die Verstellung der Höhenflosse angebracht. Durch Seilzüge kann eine Spindel betätigt werden, deren Steigung so bemessen ist, daß die Flosse in jeder Lage selbsthemmend feststeht. Links seitlich



an der Rumpfwand ist die Handkurbel für die Schlitzbetätigung angebracht.

d) Triebwerk.

Der 220 PS-BMW-Motor ist auf einem Stahlrohrgerüst eingebaut, das mit vier Bolzen an den Hauptholmen des Rumpfes angeschlossen wird. Das gesamte Motoraggregat kann nach Lösung dieser Bolzen und einiger Gestänge und Leitungen abgenommen werden. Durch einen feuersicheren Brandspant ist der Motor vom Führerraum getrennt. Der Öltank befindet sich hinter dem Brandschott im Führerraum. Das ganze Triebwerk ist durch eine stromliniengemäße Aluminiumhaube abgedeckt. Der Lamblinkühler ist auf der Unterseite des Rumpfes zwischen dem Fahrgestell angebracht.

e) Fahrgestell.

Das Fahrgestell weicht in seinem Aufbau von der üblichen deutschen Normalkonstruktion ab und lehnt sich mehr an erprobte englische Vorbilder an. Zwei teleskopartig wirkende Streben sind am Rumpf und an der Achse angelenkt. Zwei weitere, nach hinten an den Rumpf führende Streben sind gelenkig an der Achse angeschlossen und können um ihren Anschlußpunkt am Rumpf allseitig schwingen. Die

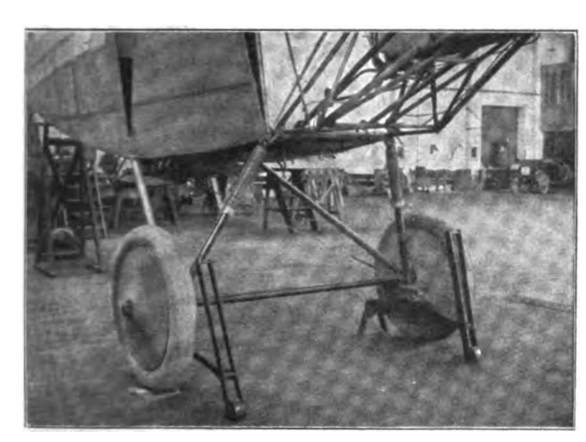


Abb. 6. Fahrgestell.

Auskreuzung der hinteren Strebenebene erfolgt durch kräftige Stahlkabel. Die Achse besteht aus Chromnickelstahlrohr. Die Federung wird nicht durch Gummi, sondern durch komprimierte Luft bewirkt. Außerdem ist eine wirksame Ölstoßdämpfung vorgesehen. Auf diese Weise wird die kinetische Energie des Flugzeuges beim Landestoß in Reibung bzw. Wärme umgewandelt und das bei Gummi-Fahrgestellen unvermeidliche Springen aufgehoben. Im Verein mit einem Federweg von 24 cm wird eine Arbeitsaufnahme von ungefähr 0,45 G erreicht. Die vernichtete Energiemenge entspricht also einem freien Fall des vollbeladenen Flugzeuges aus ungefähr ½ m Höhe.

f) Leitwerk.

Das Höhenleitwerk ist im Grundriß elliptisch und besitzt ein symmetrisches Profil. Es ist sehr reichlich bemessen und sichert durch seinen großen Schwerpunktsabstand einen stabilen Ausgleich der Längsmomente. Die Höhenruder sind unausgeglichen. Höhenflosse und Höhenruder sind nach einem neuartigen Bauverfahren im Dreieckverband aus Stahlrohr geschweißt, wodurch bei geringem Gewicht eine hohe Drehfestigkeit erreicht wird. Die Abstützung der Flosse nach der Unterkante erfolgt durch je eine Fangstrebe aus Stahlrohr.

Beim Seitenleitwerk ist zum ersten Male ein neues Prinzip erfolgreich verwirklicht worden. Bei der sonst allgemein üblichen Ausführung steht die Flosse fest und das Ruder ist angelenkt. Bei starken Ruderausschlägen entsteht ein scharfer Knick im Profil, die Strömung reißt ab, und die Ruderwirkung läßt sich über einen bestimmten Betrag hinaus nicht mehr steigern. Dieser Wert wird ungefähr bei einem Ruderausschlag von 25 bis 30° erreicht. Bei der neuen Ausführung wird das Ruder wie früher gelenkig an der Flosse angebracht, jedoch ist die Flosse ihrerseits um eine Vertikalachse im Rumpf drehbar gelagert. Bei jedem Ruderausschlag verstellt sich die Flosse korrespondierend mit und

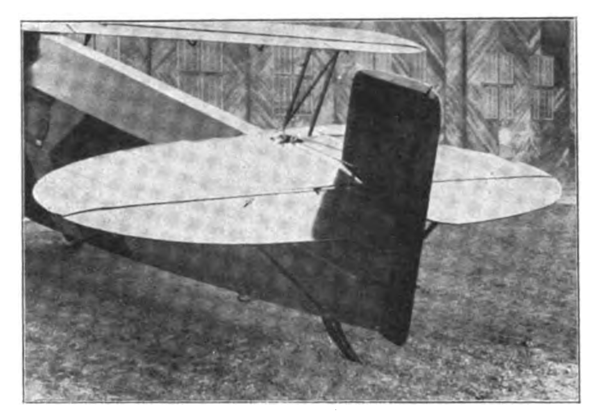


Abb. 7. Leitwerk.

vergrößert dadurch den Anblasewinkel des gesamten Systemes, ohne daß das Ruder gleich stark ausgeschlagen zu werden braucht, wie bei der alten Ausführung[1]). Versuche in der Göttinger Versuchsanstalt haben ergeben, daß sich mit dieser Anordnung beim gleichen Ruderausschlag von

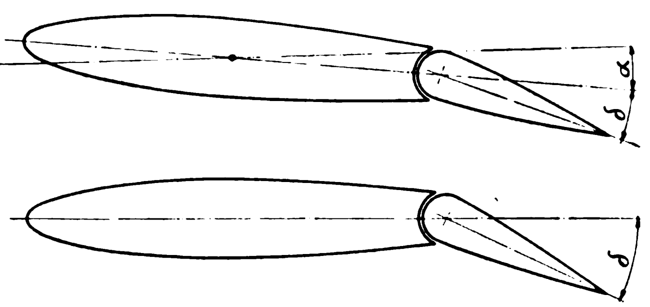


Abb. 8. Schematische Darstellung des Seiten-Leitwerkes.

30° eine um etwa 40 vH gesteigerte Wirkung erzielen läßt, wobei der Widerstand geringer ist. Demzufolge kann das Seitenleitwerk relativ klein und niedrig gehalten werden, und im Zusammenhang damit sind Gewicht und Torsionsbeanspruchung des Rumpfes ebenfalls geringer.

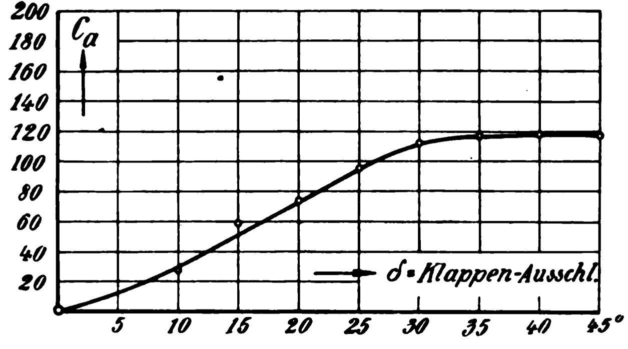


Abb. 9. Verlauf von C_a bei feststehender Kielflosse.

Die Kabine ist dreifenstrig und besitzt 2 gepolsterte Klappsitze an der hinteren Wand; ein bis zwei Notsitze können nach Ausbau der Zeitungsabwurfvorrichtung eingesetzt werden. Ein Fenster ist als Schiebfenster ausgebildet und kann mit Hilfe einer kleinen Kurbel betätigt werden. Durch die in der Vorderwand der Kabine freigelassene Einsteigeöffnung für den Führer besteht eine unmittelbare Verbindung mit dem Führerraum, die eine gute Belüftung ohne

[1]) D. R. P. a.

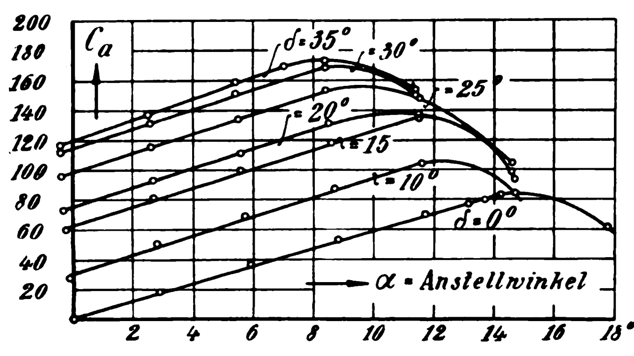


Abb. 10. Verlauf von C_a bei beweglicher Kielflosse.

Zug sichert. Es ist dadurch in wirksamer Weise verhindert, daß die Insassen infolge schlechter Belüftung luftkrank werden können.

Zeitungsabwurfvorrichtung.

Die Abbildung gewährt einen Blick in den aufgeschnittenen Rumpf *a* des Flugzeuges. In die Kabine des Flugzeuges kann ein Gerüst *b* eingesetzt werden, das aus U-förmigen Leichtmetallprofilen besteht. Die Mittelwand *d* unterteilt den Lastenraum in 4 Abwurfschächte. An den Seitenwänden des Gerüstes sind insgesamt 16 Klappen *c* drehbar angeordnet. Die Klappen können mit ihren freien Enden mit Hilfe federnder Bolzen in entsprechenden Ausschnitten der Mittelwand eingesetzt werden. Auf jeder Klappe kann ein Zeitungspaket im Gewicht von 10 kg gelagert werden. In der Mittelwand *d* gleitet eine Kette über Kettenräder. Diese Kette trägt kegelförmige Auslöser, die beim Vorbeigleiten an den federnden Bolzen diese aus ihrer Lagerung zurückdrücken, so daß die Klappe nach unten herunterklappt, wobei das Zeitungspaket aus der Öffnung *i* im Rumpfboden herausfällt. Die Auslöserkette wird betätigt durch die Welle *k*, die ihrerseits durch den nach Art einer Ratsche ausgebildeten Hebel *f* nur in einer Richtung gedreht werden kann (in der Flugrichtung gesehen, im Sinne des Uhrzeigers). Der Führer, der auf dem Führersitz *h* sitzt, betätigt den Hebel, indem er den Handgriff *e* nach unten zieht. Bei jedesmaligem Herunterziehen des Hebels wird eine Klappe ausgelöst und ein Paket fällt heraus. Der Hebel kehrt alsdann durch Federdruck in seine Ruhelage zurück. Gleichzeitig mit jeder Hebelbewegung bzw. mit jeder Drehung der Welle wird eine Zählscheibe *g* betätigt, auf welcher der Führer die Zahlen der abgeworfenen Pakete ablesen kann.

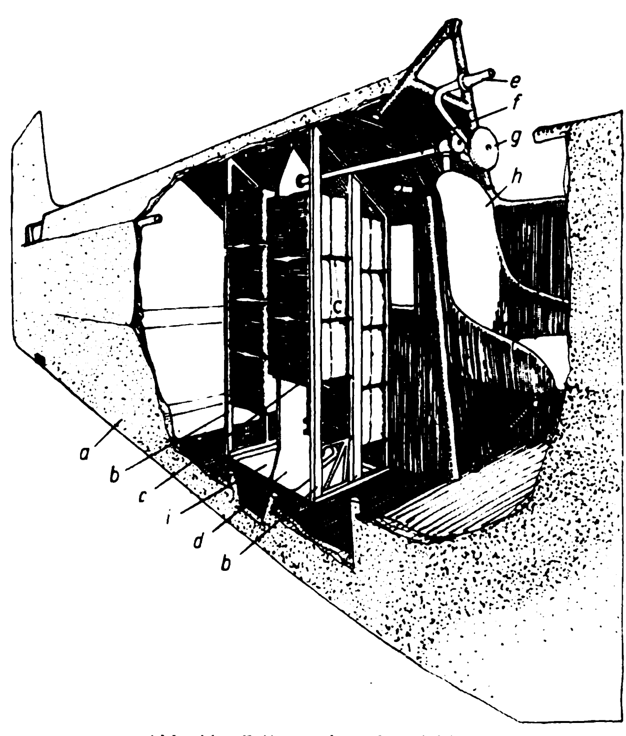


Abb. 11. Zeitungsabwurfvorrichtung:

a) Ausgeschnittener Flugzeug-Rumpf,
b) Zeitungsschächte,
c) Klappe,
d) Mittelwand,
e) Handhebel,
f) Welle zum Auslöserantrieb in der Mittelwand,
g) Zählscheibe,
h) Führersitz,
i) Öffnung im Fußboden.

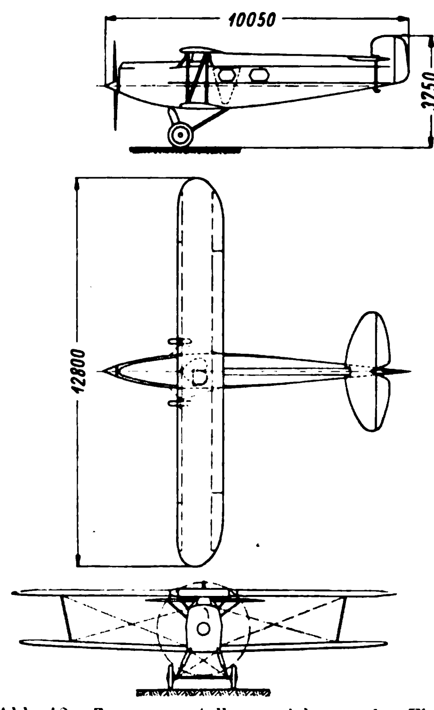


Abb. 12. Zusammenstellungszeichnung des Flugzeuges.

Daten des Musters L 72 a.

Vollastgewicht		2000	kg
Leergewicht		1300	kg
Zuladung		700	kg
Motor Typ		BMW IV	
Leistung		220	PS
Flächenbelastung		57	kg/m²
Maximale Horizontalgeschwindigkeit		175	km/h
Reisegeschwindigkeit in Bodennähe bei $n = 1380$		170	km/h
Steigzeit auf 1000 m in		7,5	min
Minimalgeschwindigkeit		80	km/h
Zelle: Oberflügel	Spannweite	12,8	m
	Tiefe	1,5	m
	Fläche	18,578	m²
Unterflügel	Spannweite	12,31	m
	Tiefe	1,5	m
	Fläche	17,691	m²

Flügelabstand h_{mittel} 1,68 m.

Vergleichsgrößen zur Flugzeugstatistik.

Von E. Everling.

Übersicht: 1. Die Statistik ausgeführter Flugzeuge darf als zweckmäßiges Hilfsmittel der flugtechnischen Forschung nicht vernachlässigt werden. In den Flugzeugbeschreibungen werden meist Flächenbelastung und Leistungsbelastung, neuerdings auch Flächenleistung mitgeteilt.

2. Neben diesen Werten, die sich nicht unmittelbar vergleichen lassen, kommen in Frage:



a) Die »Schnellflugzahl«, das ist ein Vergleichswert für die Geschwindigkeit mit Rücksicht auf die Flächenleistung;

b) die »Weitflugzahl«, das ist die mit der Leistungsbelastung umgerechnete Geschwindigkeit (kein Bestwert, sondern der Betrag beim Anstellwinkel der gemessenen Geschwindigkeit);

c) die »Hochflugzahl«, das ist die auf eine einheitliche Bauzahl (Leistungsbelastung mal Wurzel aus Flächenbelastung) bezogene Gipfelhöhe.

3. Diese drei Zahlen entsprechen dem Schraubenwirkungsgrad, geteilt durch a) Widerstandsbeizahl, b) Gleitzahl, c) Flugzahl.

Im Rahmen der praktisch belegten theoretischen Forschung der Flugtechnik nimmt die Flugzeugstatistik noch nicht den ihr gebührenden Raum ein. Die zahlreichen Unterlagen in den Baubeschreibungen der Fachpresse bedürfen noch der Sichtung und Verwertung nach bestimmten Gesichtspunkten.

Um das für die verschiedenen Zwecke zu erleichtern, sollen die Flugzeugbeschreibungen der »Luftfahrt-Rundschau«[1]) und des Technischen Teils der »Nachrichten für Luftfahrt«[2]) in Zukunft nach dieser Richtung ergänzt werden; in ihnen sind nämlich aus der Fachpresse wie nach Sonderberichten des In- und Auslandes Zahlenwerte über Abmessungen, Gewichte, Leistungen und Eigenschaften mitgeteilt, die unmittelbar weder einen Vergleich der einzelnen Flugzeuge miteinander noch eine Nachprüfung der Zahlenangaben auf Druckfehler oder auf beabsichtigte Schönfärbung zulassen. Diesem Mangel wird nur teilweise dadurch abgeholfen, daß stets, soweit die Unterlagen dazu angegeben sind, mitgeteilt werden die

1. Flächenbelastung	G/F,	kg/m²,
2. Leistungsbelastung	G/N,	kg/PS,
3. Flächenleistung	N/F,	PS/m²;

letztere folgt durch Dividieren aus den beiden vorhergehenden und ist in der Fachliteratur fast nie angegeben, aber für die Geschwindigkeitswertung sehr wichtig, wie sich bei den folgenden Betrachtungen zeigen wird.

Diese drei Größen besagen nun an sich sehr wenig, schon deshalb, weil sie auch von einem Flugzeug angegeben werden können, das nicht in die Luft gekommen ist. Sie müssen vielmehr zusammengehalten werden mit den Ergebnissen einer möglichst zuverlässigen Flugprüfung, vor allem mit der gemessenen Bahngeschwindigkeit und Gipfelhöhe; dann lassen sich Vergleichswerte gewinnen, die ein Maß für die Güte der Bauarbeit in der einen oder anderen Hinsicht liefern.

Liegen jedoch keine Flugmessungen, sondern nur vorausberechnete Angaben vor, so liefern dieselben Vergleichsgrößen einen Anhalt dafür, ob die Vorhersage der Flugzeugeigenschaften nicht zu optimistisch war. Endlich lassen sich für die Vergleichswerte die theoretischen oberen Grenzen wie die jeweils praktisch erreichten Beträge und damit der Fortschritt der Entwicklung zahlenmäßig angeben.

Es kommen in erster Linie drei Vergleichsgrößen in Betracht, nämlich[3]):

a) »Schnellflugzahl« $\frac{\eta}{c_w}$,

b) »Weitflugzahl« $\frac{\eta}{\varepsilon}$,

c) »Hochflugzahl« $\frac{\eta}{\varkappa}$,

mit den bekannten Bezeichnungen

η für den Schraubenwirkungsgrad,

c_w für die Widerstandsbeizahl, entsprechend

c_a für die Auftriebsbeizahl,

$\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$ für die Gleitzahl,

$\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1,5}} = \frac{\varepsilon}{\sqrt{c_a}}$ für die Flugzahl[4]), sämtlich unbenannt.

Zur Begründung der Bezeichnungen muß auf die bekannten Beziehungen der Flugmechanik zurückgegriffen werden:

$$\text{Auftrieb (kg)}\ A = c_a \frac{\gamma}{2g} v^2 F,$$

wobei bedeutet

γ die Luftwichte, das ist das Raumgewicht der Luft (kg/m³), also

$\frac{\gamma}{g}$ die Luftdichte (kgs²/m⁴),

v die Fluggeschwindigkeit (m/s), also $V = 3{,}6\,v$ dieselbe Größe in km/h.

Für den wagrechten unbeschleunigten Flug in beliebiger Höhe, auch in der Gipfelhöhe, gilt ferner genau, für den unbeschleunigten Steigflug angenähert

$$\text{Gewicht} = \text{Auftrieb},\ G = A.$$

Ferner zerfällt die Schraubenleistung $75\,\eta\,N$ (kgm/s) in einen Anteil, der für das Schweben, und einen Überschuß, der Beschleunigen od. dgl., insbesondere aber zum Heben des Flugzeuges, zum Steigen nötig ist:

$$75\,\eta\,N = W\,v + G\,w;$$

oder die Steiggeschwindigkeit w (m/s) ist gleich dem verfügbaren Leistungsüberschuß, bezogen auf die Gewichtseinheit

$$w = 75\,\eta\,\frac{N}{G} - \frac{W}{G}\,v = 75\,\eta\,\frac{N}{G} - \varepsilon\,v = 75\,\eta\,\frac{N}{G} - \varkappa\,v_I,$$

wobei noch die »Einheitsgeschwindigkeit«[5]) v_I (m/s)

$$v_I = v\sqrt{c_a} = \sqrt{\frac{2g}{\gamma}\frac{G}{F}} = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_0}\frac{G}{F}}\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}} \approx 4\sqrt{\frac{G}{F}}\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma}}$$

als eine Abkürzung eingeführt ist, nämlich die Geschwindigkeit, die sich einstellt beim Fluge mit dem Anstellwinkel, für den $c_a = 1$ ist.

Für den Wagrechtflug ergibt die Leistungsbilanz zusammen mit der Beziehung für die Widerstandsbeizahl

$$\text{Schnellflugzahl}\ \frac{\eta}{c_w} = \frac{v^3}{75}\frac{\gamma}{2g}\frac{F}{N} = \frac{V^3}{7000}\frac{\gamma}{g}\frac{F}{N};$$

am Boden[5]) gilt einfach

$$\frac{\eta}{c_w} = \frac{V^3}{56000}\frac{F}{N};$$

die Schnellflugzahl ist also dadurch zu erhalten, daß man die dritte Potenz der besten Geschwindigkeit durch die Flächenleistung teilt und noch mit einem Siebentausendstel der zur Messung gehörigen Luftdichte multipliziert; die Geschwindigkeit wird damit in einer für alle Flugzeuge gleichen Weise umgerechnet, und es ergibt sich als Maß für die Güte das Verhältnis des Schraubenwirkungsgrades zur kleinsten, d. h. günstigsten Widerstandsbeizahl. Für sehr hohe Geschwindigkeiten kommt der bestmögliche Wirkungsgrad sehr nahe an 1; die Widerstandsbeizahl setzt

[1]) Am Ende jedes Heftes der ZFM.

[2]) Herausgegeben vom Reichsverkehrsministerium, Luftfahrtabteilung, im Verlage Gebr. Radetzki, Berlin SW 48.

[3]) Die Bezeichnung »Schnellflugzahl« und der Vorschlag, Zusammensetzungen mit »Flug« zu verwenden, stammen von der DVL.

[4]) Vgl. E. Everling, Ein neues Rechenblatt für Flugzeuge, ZFM 13, Nr. 18 vom 30. September 1922, S. 249 bis 251.

[5]) Vgl. die Quelle Anm. 4. Die letzte Form rührt daher, daß am Boden gilt

$$\frac{\gamma_0}{g} \approx \frac{1}{8}\ \text{kgs}^2/\text{m}^4.$$

Abb. 1. Rechenblatt für Schnellflugzahl $\frac{\eta}{c_w}$, Weitflugzahl $\frac{\eta}{\varepsilon}$, Hochflugzahl $\frac{\eta}{\varkappa}$.

Die gestrichelten Linien (beachte die Pfeilrichtung!) geben ein Lösungsbeispiel.

sich zusammen aus dem schädlichen Widerstand, der auf etwa 0,017 herabgedrückt werden dürfte, dem Profilwiderstand, für den man als Idealwert 0,008 ansetzen kann, und dem Randwiderstand, der bei den kleinen Auftrieben, wie sie hier in Betracht kommen, zu vernachlässigen ist. Damit ergäbe sich für die Schnellflugzahl als Idealwert 40.



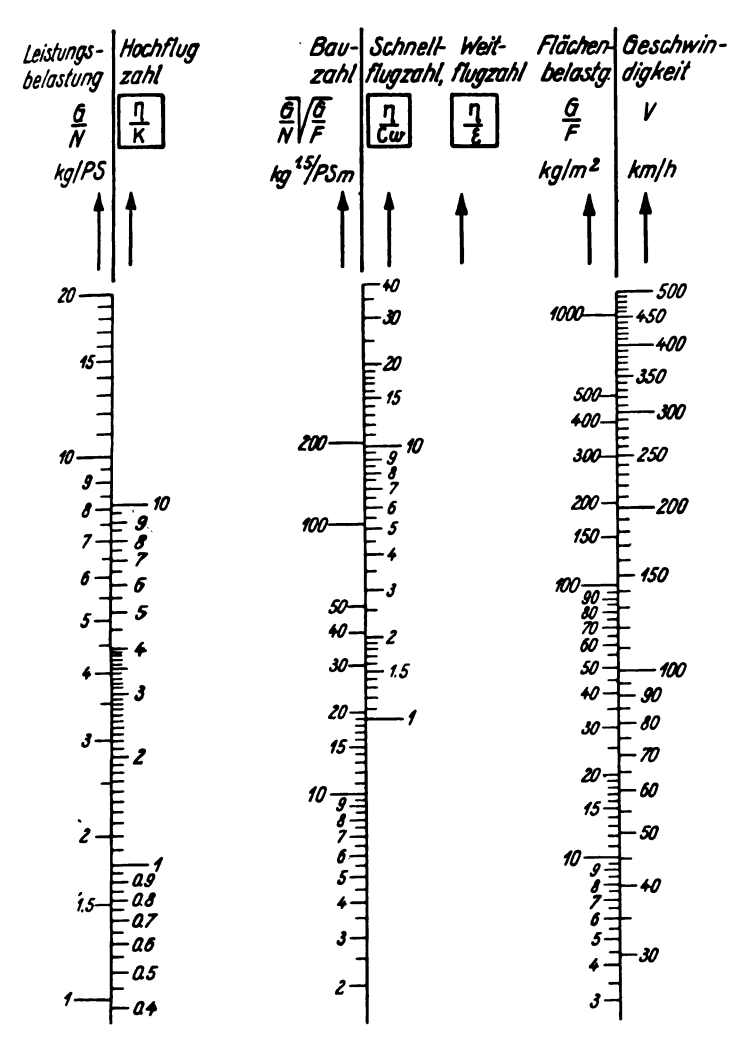


Abb. 2. Rechenblatt für Schnellflugzahl $\frac{\eta}{c_w}$, Weitflugzahl $\frac{\eta}{\varepsilon}$, Hochflugzahl $\frac{\eta}{\varkappa}$.

Gebrauchsanweisung.

A. 1. Verbinde die gegebenen Werte von Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ und Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ und lies auf Verlängerung der Geraden die Flächenleistung $\frac{N}{F}$ ab.

2. Gerade durch gefundene Flächenleistung $\frac{N}{F}$ und gegebene Geschwindigkeit V führt auf die gesuchte Schnellflugzahl $\frac{\eta}{c_w}$ (Bestwert, falls Höchstgeschwindigkeit).

B. Gerade zwischen der gegebenen Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ und der gegebenen Geschwindigkeit V gibt auf derselben Teilung wie vorher die gesuchte Weitflugzahl $\frac{\eta}{\varepsilon}$ (nicht Bestwert, sondern bezogen auf Anstellwinkel bei der Geschwindigkeitsmessung).

C. 1. Die Gerade unter A. 1 ergibt außerdem die Bauzahl $\frac{G}{N}\sqrt{\frac{G}{F}}$.

2. Gerade durch die gefundene Bauzahl $\frac{G}{N}\sqrt{\frac{G}{F}}$ und die gegebene Höhe H (insbesondere Gipfelhöhe) ergibt die gesuchte Hochflugzahl $\frac{\eta}{\varkappa}$ (Bestwert, falls für Gipfelhöhe).

Die wirklichen Beträge für ausgeführte Flugzeuge sind wesentlich geringer, etwa die Hälfte[6]).

[6]) Siehe H. Herrmann, Flugleistungen englischer Militärflugzeuge; ZFM 11, Nr. 22 vom 30. November 1920, S. 331 und 332, Zahlentafel, Kehrwert der Spalte 13, die das Verhältnis Widerstandsbeizahl zu Schraubenwirkungsgrad (nicht Gleitzahl!) enthielt. Die dort angegebenen Werte liegen zwischen 0,047 und 0,113, dementsprechend Schnellflugzahl zwischen 22 und 8.

Aus der vorletzten Form der Gleichung für die Steiggeschwindigkeit w folgt, wenn $w = 0$ gesetzt wird, die

$$\text{Weitflugzahl } \frac{\eta}{\varepsilon} = \frac{v}{75}\,\frac{G}{N} = \frac{V}{270}\,\frac{G}{N}.$$



Danach wäre die Geschwindigkeit umzurechnen durch Multiplizieren mit einem Zweihundertsiebzigstel der Leistungsbelastung; doch muß man sich bewußt bleiben, daß damit ein gerechter Vergleichsmaßstab nur für ähnlich gebaute Flugzeuge geschaffen wird, weil man nicht die beste Gleitzahl ε erhält, sondern eine größere, die zu einem kleineren Anstellwinkel, nämlich zu einer günstigeren Widerstandsbeizahl c_w und zu einer höheren Geschwindigkeit v, gehört. Im allgemeinen gestatten die Angaben der Flugzeugbeschreibungen und -prüfungen nicht, den Bestwert von $\frac{\eta}{\varepsilon}$ anzugeben (wo dies der Fall sein sollte, wird dies zu der Beschreibung in der Zahlentafel besonders bemerkt werden!). Trotzdem sei dieser Wert stets mit berechnet, zumal er ein gewisses Maß für die Wirtschaftlichkeit des Fluges gibt: $G V =$ Fluggewicht mal Geschwindigkeit ist die (»wattlose«) Schwebeleistung, die zur aufgewendeten Motorleistung N ins Verhältnis gesetzt wird.

Führt man noch die Flugstrecke s (km) und die Flugdauer t (h) ein, ferner die gesamte Betriebstoffaufnahme B (kg) bei dem Einheits-Betriebstoffverbrauch b (kg/PSh) des Triebwerkes, so läßt sich die letzte Gleichung schreiben[7])

$$\frac{\eta}{\varepsilon} = \frac{1}{270} \frac{G}{N} \frac{s}{t} = \frac{b}{270} \frac{G}{B} s.$$

Die »Weitflugzahl« führt also ihren Namen mit Recht; denn sie gibt an, welche Strecke das Flugzeug bei einem Triebwerk gegebener Sparsamkeit zurücklegen kann, falls der Anteil des Betriebstoffgewichtes am gesamten Fluggewicht, $\frac{B}{G}$, gegeben ist. Wenn die Motoren bei jeder Luftdichte mit gleichem Verbrauch arbeiten, so kommt die Höhe in der letzten Gestalt der Gleichung gar nicht mehr vor. Danach kann ich mit einem bestimmten Betriebstoffvorrat in der Höhe am weitesten fliegen, in der die Fluglage dem Anstellwinkel für die beste Gleitzahl ε, also dem wirtschaftlichsten Flugzustand, entspricht.

Die Hochflugzahl stellt im Gegensatz zur üblichen Weitflugzahl wieder einen Bestwert dar. Sie läßt sich gleichfalls aus dem Wagrechtflug herleiten, und zwar für beliebige Höhe aus der letzten Form der oben angegebenen Gleichung für die Steiggeschwindigkeit w, wenn wieder $w = 0$ gesetzt wird

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \frac{v_I}{75} \frac{G}{N}.$$

Dieses Verhältnis von Schraubenwirkungsgrad η und Flugzahl $\varkappa$ ist aber nur dann der Bestwert, wenn entweder $N = N_{min}$ die kleinste zum Fliegen in der betreffenden Höhe erforderliche Motorleistung oder G das größte in dieser Höhe tragbare Fluggewicht oder aber, was mechanisch auf das gleiche hinauskommt, die Höhe die größtmögliche, die Gipfelhöhe, ist. Dann hat man für die Einheitsgeschwindigkeit zu schreiben

$$v_I = \sqrt{\frac{2g}{\gamma_0} \frac{G}{F}} \sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_g}} \approx 4 \sqrt{\frac{G}{F}} \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g}\right)^{0,5},$$

wo γ_g die Luftwichte in der Gipfelhöhe ist; dabei nimmt die Motorleistung auf den Wert N_g ab. Da diese Abnahme der Motorleistung mit zunehmender Höhe nicht genau der Luftdichte verhältig geht, sondern etwa mit deren 1,25ter Potenz[8]), also

$$N_g = N \left(\frac{\gamma_g}{\gamma_0}\right)^{1,25},$$

so erhält man für die Berechnung der Hochflugzahl aus Leistungsbelastung $\frac{G}{N}$ und Flächenbelastung $\frac{G}{F}$, nämlich aus der[9]) »Bauzahl« $\frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}}$ sowie aus dem Gipfelluftdichteverhältnis $\frac{\gamma_g}{\gamma_0}$ die

$$\text{Hochflugzahl } \frac{\eta}{\varkappa} = \frac{4}{75} \frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}} \left(\frac{\gamma_0}{\gamma_g}\right)^{1,75}$$

$$= 0,053 \frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}} \cdot 10^{0,081\,H} = \frac{1,21^H}{18,8} \frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}}.$$

Dabei ist H die Gipfelhöhe (km), die mit dem Luftdichteverhältnis zusammenhängt nach der allgemeinen Beziehung[10])

$$\frac{\gamma}{\gamma_0} = 10^{-0,046\,H} \approx 0,9^H.$$

Die Hochflugzahl ergibt sich also aus der 0,053fachen Bauzahl durch Multiplizieren mit einer Ziffer, die mit der gemessenen Gipfelhöhe exponentiell wächst und für $H = 0$ km (nichtstartfähiges Flugzeug) den Wert 1, für $H = 12,2$ km (etwa dem jetzigen Höhenrekord entsprechend) den Wert 10 hat.

Die Hochflugzahl läßt sich auch aus Messungen der Steigfähigkeit in beliebiger Höhe errechnen, wenn man entweder für den Schraubenwirkungsgrad η oder für die Flugzahl $\varkappa$ eine zweckmäßige Annahme einführt; die oben mitgeteilte Beziehung für die Steiggeschwindigkeit w liefert nämlich

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \frac{v_I}{75} \frac{G}{N} \left(1 + \frac{1}{\varkappa} \frac{w}{v_I}\right)$$

oder

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \frac{v_I}{75} \frac{G}{N} : \left(1 - \frac{w}{75\,\eta} \frac{G}{N}\right).$$

Endlich läßt sich die Hochflugzahl $\frac{\eta}{\varkappa}$ auch in ähnlicher Form wie die Weitflugzahl $\frac{\eta}{\varepsilon}$ ausdrücken, wenn man wieder der Betriebstoffaufnahme B (kg), Einheitsbetriebstoffver-

---

7) Vgl. ZFM 15, Nr. 23 vom 13. Dezember 1924, S. 255, links.

8) Bei E. Everling und Horst Müller, Die technischen »Begriffsbestimmungen«; ZFM 16, Nr. 22 vom 28. November 1925, S. 463 bis 467, besonders S. 465, rechts, unter c), ist diese Beziehung als Annäherung statt der Motorleistungs-Luftdichteformel von Hoff und Brenner eingeführt (vgl. Paul Brenner, Die Steigleistungen von Flugzeugen; ZFM 15, Nr. 7/8 vom 26. April 1924, S. 61, Gleichung (6) und Abb. 1), was um so eher zulässig ist, als jener Ansatz mit den Höhenprüfungen von Motoren in der Unterdruckkammer (Abb. 3 bei Brenner) in größeren Höhen doch nicht mehr übereinstimmt und außerdem zu recht unbequemen Beziehungen führt (vgl. die Steigformel, Gleichung (7) bei Brenner).

9) E. Everling, Gleitzahlen ausgeführter Flugzeuge ZFM 11, Nr. 22 vom 30. November 1920, S. 330, sowie die anschließende Stastistik von H. Herrmann (siehe Anm. 6). Die dortige Gleichung (11) ist das Quadrat unserer Beziehung für die Hochflugzahl, und statt dieser und der Bauzahl sind dort die quadratischen Werte eingeführt. Damit werden aber die strömungs- und bautechnischen Unterschiede zwischen den Flugzeugen gegenüber den gebräuchlichen Angaben von Gleitzahl und Geschwindigkeit quadratisch verzerrt; aus diesem Grunde ziehe ich die hier festgelegte Bauzahl $\frac{G}{N} \sqrt{\frac{G}{F}}$ dem dortigen Wert $\left(\frac{G}{N}\right)^2 \frac{G}{F}$ vor, ebenso wie ich nicht die vielfach verwendete quadratische Beziehung $\frac{c_a^3}{c_w^2} = \frac{1}{\varkappa^2}$, sondern die zur Gleitzahl $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$ analoge Flugzahl $\varkappa = \frac{c_w}{c_a^{1,5}}$ verwende.

10) Diese Beziehung zwischen Luftdichte und Höhe wurde aus Lindenberger Erfahrungswerten aufgestellt: E. Everling, Der Aufstieg von Flugzeugen; ZFM 7, Nr. 17/18 vom 30. September 1916, S. 125; vgl. auch den Abschnitt »Flugzeugmechanik« in Moedebecks Taschenbuch für Flugtechniker und Luftschiffer, 4. Aufl. 1923, Berlin W 10, Verlag M. Krayn, S. 472.

brauch b (kg/PSh) und weiter die größte Flugdauer t_{gr} (h) einführt:

$$\frac{\eta}{\varkappa} = \frac{b}{75} \frac{G}{B} v_I t_{gr}.$$

Bei gegebener Sparsamkeit b des Triebwerkes und bestimmtem Betriebstoffanteil B am Gesamtgewicht G stellt die Hochflugzahl $\frac{\eta}{\varkappa}$ also zugleich die Strecke dar, die mit der Einheitsgeschwindigkeit v_I zurückgelegt werden könnte, oder bei gegebener Einheitsgeschwindigkeit bzw. Flächenbelastung $\frac{G}{F}$ die größtmögliche Dauer des Fluges t_{gr}.

Zur Umrechnung gemessener Flugleistungen eignet sich diese Angabe ebensowenig wie bei der Weitflugzahl; dazu wird man vielmehr am liebsten die Gipfelhöhe benutzen; dafür wurde oben eine Beziehung gegeben.

Schnell-, Weit- und Hochflugzahlen haben sämtlich die Eigenschaft, daß sie um so besser werden, je größer sie sind (im Gegensatz z. B. zur Widerstandsbeizahl c_w, Gleitzahl ε und Flugzahl $\varkappa$!). Um sie aus den gegebenen oder gemessenen Größen rasch und mit einiger Genauigkeit ermitteln zu können, habe ich Rechenblätter[11]) entworfen.

Abb. 1 zeigt ein Flächennomogramm, das man entweder mit einem Dreieck zur Festlegung der wagrechten und senkrechten Linien abliest oder einfacher sich auf Millimeterpapier entwirft. Dann hat man lediglich von den Teilungen des Achsenkreuzes wagrechte oder senkrechte Linien zu je einer Geraden oder Kurve der Scharen in den Quadranten zu legen, am Schnittpunkt im rechten Winkel zu brechen und an der andern Koordinatenachse abzulesen bzw. bei mehr als drei Veränderlichen, wie sie die Gleichung für die Hochflugzahl aufweist, im nächsten Quadranten entsprechend weiter zu rechnen.

Viel einfacher ist (in diesem Fall) die Fluchtlinientafel nach Abb. 2. Sie enthält sämtliche 8 Veränderlichen der drei Beziehungen auf nur 4 parallelen Leitern — die einfachste Form derartiger Tafeln! Zur Berechnung bedarf man freilich einer beweglichen Ablesegeraden, die durch ein Lineal dargestellt wird, am besten durch eine Strichmarke mitten auf einem durchsichtigen Zellhornstreifen[12]). Hier kommt jede Veränderliche nur einmal vor, und es lassen sich Flächenleistung und Bauzahl mit einer einzigen Lage der Ablesegeraden aus Leistungs- und Flächenbelastung bestimmen. Legt man die Gerade dann durch Flächenleistung und Geschwindigkeit oder durch Leistungsbelastung und Geschwindigkeit oder durch Bauzahl und Gipfelhöhe, so erhält man nacheinander die Schnell-, Weit- und Hochflugzahl.

Mit diesen drei Größen, von denen die Schnell- und Hochflugzahlen Bestwerte darstellen, ferner durch Angabe der Einheitsgeschwindigkeit und der Bauzahl, hoffen wir in Zukunft die Flugzeugbeschreibungen zu bereichern, den Vergleich mit anderen Flugzeugmustern zu erleichtern und die Nachprüfung der Zahlenangaben zu ermöglichen.

Grenzen.

R. Vogt, zurzeit in Japan.

Man hört vielfach, selbst unter Fachleuten, von der möglichen Entwicklung des Flugwesens in wenig optimistischer Weise reden. Bekanntlich beginnen ja die Grenzen einer Entwicklungsreihe dann fühlbar zu werden, wenn geringe Fortschritte mit einem unverhältnismäßigen Aufwand, sei es an wissenschaftlicher oder an materieller Arbeit erkauft werden müssen. Ein solcher Zustand scheint nach der Auffassung vieler auch im Flugzeugbau eingetreten zu sein. Es wird als Argument für diese Anschauung angeführt, daß man kaum mit einer weiteren Verminderung des Einheitsgewichtes der Motoren rechnen könne, daß auch im Baugewicht der Flugzeuge mit den bis heute bekannten Baumaterialien kaum ein Gewinn in Aussicht stehe und daß schließlich Flügelkonturen mit märchenhaften Gütezahlen nicht im Bereich der Wahrscheinlichkeit lägen. Man glaubt, daß weitere Verbesserungen lediglich in der zweckmäßigen Detailausbildung liegen würden, deren Einwirkung auf das Ganze nur in die Größenordnung einer Prozent- oder gar Promillerechnung fallen. Die Entwicklung in Richtung der Betriebsicherheit wird als selbstverständlich betrachtet.

In der Richtung der Vergrößerung der Flugzeuge zur Erzielung von rein äußerlichen Vorteilen erblickt man ebenfalls sehr nahe Grenzen, Grenzen, deren Erreichung sogar vielleicht mit Leistungsopfern verbunden sein kann.

Und doch hat keines der technischen Gebiete so sehr eine Verbesserung nötig wie gerade das Gebiet des Flugwesens. Man muß sich wirklich klar vor Augen halten, daß das Flugwesen nur dann die von phantasiebegabten Menschen geschilderte und verherrlichte Rolle im Leben der Völker einnehmen kann, wenn erst noch ganz beträchtliche Fortschritte gemacht sein werden.

Diese Fortschritte, die die Lebensfähigkeit des zivilen Luftverkehrs ermöglichen sollen, liegen keineswegs in der Steigerung der Geschwindigkeit und der Steigfähigkeit, sie liegen zweifellos einzig und allein in der Vergrößerung der Ladung im Verhältnis zur Motorleistung oder, was eigentlich gleichbedeutend damit ist, in der Vergrößerung der Reichweite.

Die Unterlegenheit der Flugzeuge in diesen Punkten gegenüber den anderen Beförderungsmitteln ist so bedeutend, daß im Verhältnis zu dem gesamten Verkehr nur in einem verschwindenden Prozentsatz das Flugzeug seiner höheren Geschwindigkeit wegen in den Vordergrund treten kann.

Die geringe Nutzlast im Verhältnis zu der aufzuwendenden Leistung schränkt die Aussicht auf eine Rentabilität ein, abgesehen von mehr oder weniger vereinzelten Fällen. In unserem Zeitalter der nacktesten Realität aber ist die Rentabilitätsfrage eine Lebensfrage, eine Tatsache, vor welcher auch das ehrlichste Subventionsverfahren über kurz oder lang kapitulieren wird.

Durch die beschränkte Reichweite anderseits ist der Ausdehnung des Flugverkehrsnetzes eine fühlbare Grenze gezogen. Wenn es auch möglich ist, im Etappenverkehr auf den Festländern und mit Hilfe einer zweckmäßigen Bodenorganisation erheblich ausgedehnte Luftverkehrslinien zu organisieren, so darf man doch nicht vergessen, daß die meisten dieser Linien zu guter Letzt am Ufer großer Meere enden, und daß es heute unmöglich ist, diese zu überbrücken. Der Wert und die Bedeutung der Landlinien aber steht im engsten Zusammenhang mit den Aussichten der zukünftig eventuell möglichen Überquerung dieser Meere.

Wenn ich eingangs erwähnte, daß es eine nicht unbeträchtliche Anzahl von Menschen gibt, die einer solchen Sachlage gegenüber zu einer pessimistischen Beurteilung der Entwicklungsaussichten des Luftverkehrs getrieben werden, so kann man nicht umhin, einer solchen Auffassung recht zu geben, sofern man den ganzen Komplex der Zusammenhänge beurteilt nach den Leistungen, die mit den heutigen Flugzeugen erreicht worden sind.

Es wirft sich aber unwillkürlich die Frage auf, ob nicht doch Aussichten auf eine genügende Steigerungsmöglichkeit der Leistungsfähigkeit der Flugzeuge bestehen, Aussichten, die auf dem Boden der heutigen Kenntnis der Zusammenhänge stehen, die also genügend Realität besitzen, um sie in spekulativer Weise auswerten zu können.

Der Zweck der nachfolgenden Betrachtungen ist es nun, diejenigen Grenzwerte der Leistungsfähigkeit der Flugzeuge zu finden, die nach heutigem Ermessen über kurz oder lang einmal erreicht werden können. Weil, wie früher bemerkt wurde, kaum damit zu rechnen ist, daß auf den Gebieten des Motorenbaus und des eigentlichen Flugzeugbaus nen-

[11]) Bei der Herstellung dieser Rechentafel hat mich mein Assistent, Herr Dipl.-Ing. Gerbert Hübner, dankenswert unterstützt.

[12]) Als Notbehelf genügt auch ein Roßhaar, das man sich aus dem Rockfutter zieht.

nenswerte Fortschritte gemacht werden können, wird der Schwerpunkt der beabsichtigten Untersuchung auf die Abhängigkeit der Leistung von der aerodynamischen Güte gelegt. Trotzdem sollen aber in der Darstellung die Wertungsfaktoren für den augenblicklichen Stand des Motoren- und Flugzeugbaus einzeln in der Rechnung erscheinen, um eventuell auch einen Überblick über den Einfluß dieser Größen zu gewinnen.

Eine sehr einfache Darstellung für das Gesamtgewicht eines Flugzeuges erhält man, wenn man sich der Proportionalitätsansätze für den Zusammenhang der Teilgewichte mit dem Gesamtgewicht bedient, die seiner Zeit von Prof. A. Baumann in einem Vortrag vor der WGL verwendet wurden. Mit dem Hinweis darauf erübrigt es sich deshalb, für die Ansätze besondere Erklärungen zu geben.

Wenn G das Gesamtgewicht bedeutet, V die Fluggeschwindigkeit in km/h, so war das Flugwerkgewicht (Flügel, Rumpf, Leitwerk)

$$G_f = \frac{G}{V^2} f.$$

Das Gewicht des Landungsgestells war:

$$G_r = G \cdot r.$$

Das Gewicht für die Triebanlage (Motoren, Kühler, Kühlwasser, Leitungen, Unterbau der Motoren im Rumpf bzw. Verstärkungen des Rumpfes, die zur Aufnahme der von den Motoren herrührenden Kräfte nötig sind):

$$G_m = m \cdot N.$$

Die Leistung N (PS) drücken wir in unserem Fall besser in G aus, und zwar mit Hilfe der Beziehung:

$$N = G \frac{V}{270\,\eta} \frac{1}{\varepsilon},$$

worin η der Schraubenwirkungsgrad und ε der Kehrwert der Gleitzahl des Flugzeugs ist, jedoch nicht der besten Gleitzahl, sondern der, bei der das Flugzeug bei der Geschwindigkeit V und der Motorleistung N wirklich fliegt. Man erhält dann:

$$G_m = G \frac{V}{270\,\eta} \frac{m}{\varepsilon}.$$

Für die Ermittlung der Brennstoffmenge setzen wir voraus, daß das Flugzeug mit der anfänglichen Gleitzahl $1/\varepsilon$ weiterfliegt, d. h. daß entsprechend der Verminderung des Gesamtgewichts mit dem fortschreitenden Verbrauch an Brennstoff die Motorleistung abgedrosselt wird. Dies ist für die Gleitzahl und damit wohl auch für die Reichweite die günstigste Annahme. Daß dadurch sich der spezifische Verbrauch als Charakteristikum des Motors ändert und ebenfalls der Propellerwirkungsgrad η, wollen wir außer acht lassen bzw. in Betracht ziehen bei der zahlenmäßigen Einschätzung dieser Größen.

Wenn x der spez. Verbrauch pro PS und h ist, so ist der Verbrauch in der Zeit dt:

$$N \cdot x \cdot dt,$$

oder, wenn wir mit

$$n = \frac{G}{N}$$

die Leistungsbelastung benennen:

$$G \cdot \frac{x}{n} dt.$$

Dieser Verbrauch ist gleichwertig mit der Änderung am Gesamtgewicht, also:

$$-dG = G \frac{x}{n} dt.$$

Durch Integration und Berücksichtigung der Anfangsbedingungen finden wir das Flugzeuggewicht zur Zeit t mit

$$G_t = G\, e^{-\frac{x}{n} t},$$

und damit die Gesamtänderung bzw. das Gewicht der Brennstoffmenge:

$$G_{br} = G - G\, e^{-\frac{x}{n} t} = G\left(1 - e^{-\frac{x}{n} t}\right).$$

Das Gewicht für die Behälter setzten wir in Übereinstimmung mit der Erfahrung gleich 5 vH von dem Gewicht der Betriebstoffmenge, also

$$G_{bh} = 0{,}05\, G\left(1 - e^{-\frac{x}{n} t}\right),$$

so daß sich das Gewicht G_b von Brennstoff und Behälter zusammen ergibt zu:

$$G_b = 1{,}05\, G\left(1 - e^{-\frac{x}{n} t}\right).$$

Die Ladung sei Z, worin wir verstehen die Gewichte der Besatzung, der Instrumente, der Passagiere oder sonstiger Nutzladung und der Einrichtungen. Die Zusammenfassung all dieser Gewichte, obwohl nur teilweise aus sog. zahlender Ladung bestehend, geschieht im Interesse einer einfachen Rechnung. Man nimmt die Unbequemlichkeit dafür in Kauf, daß man im besonderen Fall die notwendigen Aufwendungen an Besatzung, Instrumenten und Einrichtungen erst abziehen muß, um den zahlenden Ladungsanteil zu finden, eine Unbequemlichkeit, die keine Bedeutung hat, weil diese Teilgewichte in jedem Fall zu verschieden sind.

Wir haben so für das Gesamtgewicht des Flugzeugs:

$$G = G \frac{f}{V^2} + G\, r + G \frac{V}{270\,\eta} \frac{m}{\varepsilon} + 1{,}05\, G\left(1 - e^{-\frac{x}{n} t}\right) + Z$$

oder

$$G = \frac{Z}{1{,}05\, e^{-\frac{x}{n} t} - \left[\frac{f}{V^2} + r + \frac{V}{270\,\eta} \frac{m}{\varepsilon} + 0{,}05\right]}.$$

Wir ersetzen noch die Leistungsbelastung n durch

$$n = \frac{270 \cdot \eta}{V} \varepsilon$$

und erhalten dann

$$G = \frac{Z}{1{,}05\, e^{-\frac{V \cdot x}{270\,\eta} \frac{t}{\varepsilon}} - \left[\frac{f}{V^2} + r + \frac{V}{270\,\eta} \frac{m}{\varepsilon} + 0{,}05\right]}.$$

Es ist, wie gesagt, nicht der Zweck der vorliegenden Arbeit, über die Veränderlichkeit der Zahlenfaktoren x, f, m, r zu diskutieren. Wir begnügen uns mit der Abschätzung in der Weise, daß sie als eine untere Grenze für heutige Verhältnisse in Frage kommen.

Den Verbrauch an Brennstoff und Öl setzen wir in Anbetracht des größtenteils gedrosselten Betriebszustandes der Motoren zu

$$x = 0{,}25 \text{ kg/PSh}.$$

Den Zahlenwert f fand ich bei einer größeren Anzahl deutscher Heeresflugzeuge aus der Zeit gegen Ende des Krieges mit

$$f = 5000 \div 6000^{1)}.$$

Heute werden die Flugzeuge mit größerer Bausicherheit gebaut. Infolgedessen und noch mehr für den Fall wetterfester Metallbeplankung hat sich dieser Wert bedeutend erhöht und kann zwischen 8000 und 12000 liegen. Wir führen in die Rechnung ein:

$$f = 8000 \text{ km}^2/\text{h}^2.$$

Der Zahlenwert für das Landungsgestell, den ich für die vorerwähnten Flugzeuge mit

$$r = 0{,}045 \div 0{,}069$$

fand, hat sich kaum geändert, er dürfte mit

$$r = 0{,}05$$

als brauchbare untere Grenze angesetzt werden können.

[1]) Siehe die Arbeit des Verfassers in Beiheft 7 der Abhandlungen und Berichte der WGL.



Der Motorenfaktor m hat sich durch die nach Kriegsende eingesetzte Entwicklung, insbesondere in der Richtung stark erhöhter Drehzahlen, beträchtlich verkleinert. Man wird jedoch für lange Zeit kaum unter den hier verwendeten Wert von

$$m = 1{,}5 \text{ kg/PS}$$

herunterkommen können.

Wir wollen außerdem eine Variation in der Geschwindigkeit V außer acht lassen, vielmehr V so wählen, wie sie für den Luftverkehr unter Berücksichtigung von eventuellen Gegenwinden diskutabel erscheint.

$$V = 200 \text{ km/h}$$

erscheint mir als ein brauchbarer Wert, und man kann dann den Schraubenwirkungsgrad, wieder unter Einschluß der Verschlechterung bei der Drosselung der Motoren und der Abnahme der Geschwindigkeit, mit

$$\eta = 0{,}7$$

veranschlagen.

Mit diesen Zahlengrößen geht dann die Gleichung über in

$$G = \frac{Z}{1{,}05\, e^{-0{,}2646 \frac{t}{\varepsilon}} - \left[0{,}3 + \frac{1{,}586}{\varepsilon}\right]}.$$

Wir machen die Beziehung unabhängig von der speziellen Größe des Gesamtgewichts und der Ladung, wenn wir schreiben:

$$\frac{G}{Z} = \frac{1}{1{,}05\, e^{-0{,}2646 \frac{t}{\varepsilon}} - \left[0{,}3 + \frac{1{,}586}{\varepsilon}\right]}.$$

Wir haben dann noch den Vorteil, daß die verwendeten Faktoren sicher für irgendeine bestimmte Größenordnung von G im Verhältnis zu Z stimmen werden.

Setzen wir den Nenner gleich null, also

$$1{,}05\, e^{-0{,}2646 \frac{t}{\varepsilon}} - \left[0{,}3 + \frac{1{,}586}{\varepsilon}\right] = 0,$$

so finden wir daraus die Grenzwerte der Flugzeit für den Fall, daß keine Ladung mehr vorhanden ist bzw. daß alle Ladung in Betriebstoff mitgeführt wird. Für verschiedene Werte der umgekehrten Gleitzahl ε erhält man:

$\varepsilon = 4$	6	8	10	12	14	16	18	20
$t = 6{,}26$	14,6	22,6	31,4	40,28	49,4	58,5	67,8	77 h.

Für diese Gleitzahlen ist beigegebene Tafel für die Abhängigkeit von $\frac{G}{Z}$ und t entworfen. Man erhält Kurven, die sich jeweils asymptotisch an die obigen Grenzwerte annähern.

Eine analoge Darstellung für die Flugstrecke erhält man in der folgenden Weise:

Es ist

$$S = \int V_x \cdot d\,t.$$

Näherungsweise gilt nun

$$\frac{V_x}{V_0} = \left(\frac{N_x}{N_0}\right)^{0{,}33}.$$

Diese Beziehung fußt bekanntlich auf der Überlegung, daß für variable Werte der Auftriebszahl sich der Widerstand nur wenig ändert, wenigstens nicht innerhalb des in Frage kommenden Gebiets der Polare.

Man kann dann unter Bezugnahme auf die früher gefundene Beziehung

$$\frac{G_x}{G_0} = e^{-\frac{x}{n} t}$$

schreiben:

$$\frac{N_x}{N_0} = e^{-\frac{x}{n} t}.$$

Man hat also:

$$\frac{V_x}{V_0} = e^{-0{,}33 \frac{x}{n} t}.$$

Damit erhält man für den Flugweg:

$$S = V_0 \int e^{-0{,}33 \frac{x}{n} t} \cdot d\,t.$$

Die bekannten Anfangsbedingungen führen dann zu der Lösung:

$$S = \frac{V_0}{0{,}33 \frac{x}{n}} \left[1 - e^{-0{,}33 \frac{x}{n} t}\right].$$

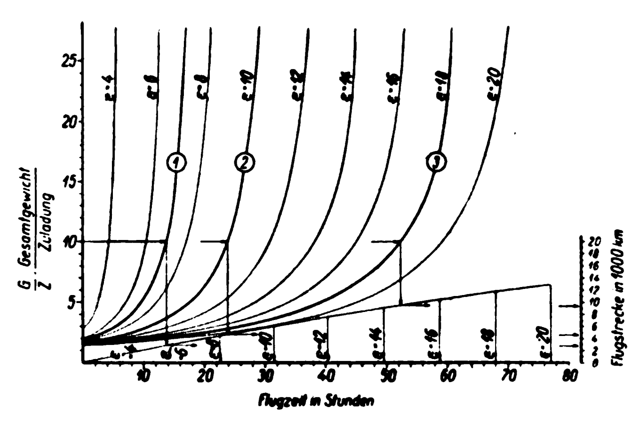
Wir drücken n wieder in ε, η und V aus und erhalten:

$$S = \frac{270 \cdot \eta \cdot \varepsilon}{0{,}33 \cdot x} \left[1 - e^{-0{,}33 \frac{V}{270\,\eta} \frac{x}{\varepsilon} t}\right].$$

Mit den früher schon verwendeten Zahlenwerten ergibt sich endlich

$$S = 2292 \cdot \varepsilon \left[1 - e^{-0{,}0873 \frac{t}{\varepsilon}}\right].$$

Auch dieser Ausdruck ist in der Abb. 1 abgebildet, und zwar wieder in Abhängigkeit von t und für die verschiedenen Werte von ε. Die einzelnen Kurven schmiegen sich aber so



Reichweite (Flugzeit und Wegstrecke) mit variabler Zuladung in Abhängigkeit von der aerodyn. Güte und der Größe der Flugzeuge.

(1) Heutige Flugzeuge.

(2) Heutige Flugzeuge mit Einrichtung zur Verringerung der Landegeschwindigkeit oder Idealflugzeuge mit geringen schädlichen Widerständen.

(3) Idealflugzeuge, jedoch mit Einrichtung zur Verringerung der Landegeschwindigkeit.

Abb. 1.

sehr aneinander an, daß es außerhalb der gewünschten Genauigkeit liegen würde, wollte man alle die Einzelkurven voneinander unterscheidbar zeichnen. Es ist deshalb nur eine Kurve abgebildet, diejenige für $\varepsilon = 20$. Sie gilt dann für die verschiedenen anderen Werte von ε jeweils nur so weit, als der für diese Werte erreichbaren maximalen Flugzeit entspricht. Diese Grenzwerte sind in der Abbildung kenntlich gemacht und die ε-Werte eingeschrieben.

Es handelt sich nun darum, aus dieser Darstellung die mögliche Entwicklung herauszuschälen. Wir müssen uns dazu einen Begriff bilden von der Größenordnung des Gütewertes ε unserer heutigen Flugzeuge.

Dazu gelangt man am schnellsten, wenn man bedenkt, daß die Landegeschwindigkeit aus praktischen Gründen ein gewisses Maß nicht überschreiten kann. Setzen wir sie als obere Grenze für normal übliche Verhältnisse mit 90 km/h oder 25 m/s an, so erhält man die zulässige Flächenbelastung zu

$$\frac{G}{F} = c_a \frac{\gamma}{2\,\varepsilon} \cdot 25^2.$$

Der Auftriebswert dürfte für normale Profilformen zwischen 1,25 und 1,3 liegen, so daß man

$$\frac{G}{F} = 50 \text{ kg/m}^2$$

erhält. Damit ist aber der Auftriebswert bestimmt, bei dem man bei der in die Rechnung eingesetzten Geschwindigkeit von 200 km/h fliegt. Er ist:

$$c_a = \frac{G}{F} \cdot \frac{2\,\varepsilon}{\gamma} \cdot 55{,}6^2 = 0{,}258.$$

Für einen so niederen Wert der Auftriebszahl spielt das Seitenverhältnis und damit der induzierte Widerstand noch keine Rolle. Auch der Profilwiderstand ist nicht sehr verschieden für normale Profilformen. Wir können ihn im Mittel auf

$$c_{w_{pr}} = 0{,}02$$

schätzen. Der Anteil der schädlichen Widerstände einer Maschine dürfte mit

$$c_{w_S} = 0{,}02$$

als kaum zu unterschreitende untere Grenze veranschlagt werden können, so daß sich der Kehrwert der Gleitzahl, bei der in Wirklichkeit geflogen wird, ergibt zu

$$\varepsilon = \frac{25{,}8}{4} = 6{,}4.$$

In der Abb. 1 ist ein etwas höherer Wert zwischen $\varepsilon = 6$ und $\varepsilon = 8$ mit (1) bezeichnet und als die ungefähre Gleitzahl für die heutigen Flugzeuge kenntlich gemacht.

Aus der obigen Ermittlung der Gleitzahl erkennt man, welche Umstände deren niederen Wert bedingen.

Zu einem Teil rührt er von dem schädlichen Widerstand her. Bei größeren Bauausführungen kann man den auf Junkers zurückgehenden Gedanken eines Flugzeugs ohne bzw. genauer, mit nur geringen schädlichen Widerständen wohl als ein erreichbares Ziel betrachten. Man hätte also unter den gleichen Voraussetzungen bezüglich der Landegeschwindigkeit denselben Auftriebswert, jedoch einen Widerstand, den wir mit 0,02 (für Fahrgestell und Steuerflächen und ev. Kühleranlage) als eine untere Grenze ansetzen können. Mit diesen Werten erhält man eine Gleitzahl von

$$\varepsilon = 10.$$

In der Abb. 1 ist der diesem Wert entsprechende Kurvenverlauf mit (2) bezeichnet.

Zu einem weiteren Teil erkennt man den Grund für die schlechte Gleitzahl in dem niederen Auftriebswert, der für den Geschwindigkeitsflug in Frage kommt. Der niedere Auftriebswert ist seinerseits wieder durch die geforderte Landegeschwindigkeit bzw. durch den niederen Höchstwert an Auftrieb bedingt, den die normalen Profile liefern.

Die Landegeschwindigkeit heraufzusetzen im Interesse einer größeren Ökonomie im Flug erscheint wenig diskutabel. Im Gegenteil ist die Frage der Verminderung der Landegeschwindigkeit heute die aktuellste Frage geworden. Deshalb werden auch die fortgeschrittenen Ergebnisse mit den sogenannten Spaltflügeln größtenteils ausgewertet im Sinne der Verminderung der Landegeschwindigkeit.

In den Rahmen dieser Arbeit, die ja beabsichtigt, die Grenzwerte an Flugleistungen abzustecken, paßt es besser, wenn man die Auswirkung des Spaltflügels in der anderen Richtung betrachtet. Sehen wir, wie hoch wir in der Flächenbelastung gehen könnten, um mit den mit solchen Profilen erreichbaren Höchstwerten an Auftriebszahl die Forderung normaler Landegeschwindigkeit zu erfüllen. Bei der rein spekulativen Art, in der hier die Sachlage untersucht wird, kann man den Auftriebswert mit ungefähr 2,5 annehmen und man erhält dann im Verhältnis zu früher eine Flächenbelastung von:

$$\frac{G}{F} = 50\,\frac{2{,}56}{1{,}28} = 100 \text{ kg/m}^2$$

und damit den Auftriebswert für den Flug zu:

$$c_a = 0{,}258 \cdot \frac{100}{50} = 0{,}516.$$

Das Seitenverhältnis spielt bei einem so großen Wert nun schon eine beträchtliche Rolle. Würden wir das Seitenverhältnis

$$\lambda = \frac{1}{6{,}5}$$

nehmen, so würde sich ein induzierter Widerstand von

$$c_{wi} = 0{,}516^2 \cdot \frac{1}{\pi} \cdot \frac{1}{6{,}5} = 0{,}0131$$

ergeben.

Zusammen mit einem mittleren Profilwiderstand von 0,018 erhält man:

$$c_w = 0{,}031$$

und einschließlich des schädlichen Flugzeugwiderstands von 0,02 wird die Gleitzahl:

$$\varepsilon = \frac{51{,}6}{5{,}1} \approx 10.$$

Man könnte also ebensoviel erreichen, als man mit einem Idealflugzeug ohne Spaltflügel möglich machen könnte. Die Kurve (2) der Abbildung gilt also auch für diesen Fall.

Schließlich liegt es noch nahe, den Einfluß des Spaltflügels auf ein Idealflugzeug zu untersuchen. Weil es sich dabei an und für sich um einen mehr oder weniger hypothetischen Fall handeln dürfte, wurde, um einen wirklichen Grenzwert zu erhalten, das günstige Seitenverhältnis von 1:18 eingeführt. Man erreicht dann eine bestmögliche Gleitzahl in der Gegend von

$$\varepsilon = 18.$$

Die Kurve (3) der Abb. 1 entspricht diesem Wert.

Nachdem durch den Übergang von der Kurve (1) auf (2) und zuletzt auf (3) die mögliche Entwicklung bereits zum Ausdruck gebracht ist, ist es nur noch empfehlenswert, sich an einem konkreten Beispiel den Effekt auf die Reichweite klarzumachen.

Wir wählen zu diesem Zweck ein Flugzeug von

$$\frac{G}{Z} = 10,$$

also beispielsweise eine Maschine mit 1 t Ladung und einem gesamten Abfluggewicht von 10 t. Außer der Ladung von 1 t befindet sich noch der Lastanteil für Brennstoff an Bord und ist in dem Gesamtgewicht einbegriffen.

Aus der graphischen Darstellung erhalten wir unmittelbar die Vergleichswerte:

	Normalflugzeug	Normalflugzeug mit Spaltflügel oder Idealflugzeug	Idealflugzeug mit Spaltflügel
	$\varepsilon = 7$	$\varepsilon = 10$	$\varepsilon = 18$
Flugdauer	13,4	24	52,4 h
Flugstrecke	2800	4600	9400 km.

Die Zahlen sprechen für sich selbst. Wenngleich diese Werte als »Grenzwerte« keinerlei exakte Bedeutung haben, so kann man zum wenigsten daraus schließen, daß es nicht ausgeschlossen erscheint, daß es in nicht zu ferner Zeit möglich sein wird, die wichtigsten Meere mit Nutzladung überfliegen zu können.

Den ermittelten Zahlenwerten gegenüber wird es nötig sein, darauf hinzuweisen, daß sie nicht im Widerspruch stehen mit den bis heute erzielten Rekordleistungen an Dauer und Wegstrecke. Zur Ausführung von Rekordleistungen in dieser Richtung ist es üblich, die Maschinen so weitgehend wie möglich zu überladen. Für einen solchen Zustand aber, der nicht mehr der ursprünglichen Bausicherheit entspricht, stimmen die in unserer Rechnung verwendeten Werte von f und r nicht mehr; sie sind für einen solchen Fall wesentlich kleiner zu nehmen. Weiterhin fliegt ein sehr überladenes Flugzeug, insbesondere, wenn es sich um eine relativ langsame Maschine handelt, bei einem größeren Auftriebswert, und infolgedessen ist die Gleitzahl unter Umständen ganz beträchtlich besser. Der reine Nutzladungsanteil ist außerdem gewöhnlich in solchen Fällen sehr klein



Aus der Darstellung kann man weiterhin übersehen, was es ausmacht, wenn man das Flugzeug vergrößert bei gleicher Ladung, nur um eine größere Reichweite zu erzielen, wenn man also im Sinne unserer Darstellung das Verhältnis $\frac{G}{Z}$ immer größer nimmt. Man sieht, daß man verhältnismäßig wenig gewinnt, und zwar immer weniger und weniger, weil die Kurven rasch, und zwar asymptotisch ins Unendliche verlaufen. Streng genommen stimmt außerdem dieser Verlauf ins Unendliche nicht mehr. Man beachte, daß die berechneten Kurven nicht allgemein gelten, sie gelten ja nur für das Verhältnis von $\frac{G}{Z}$, so, daß es immer möglich sein wird, ein Flugzeug solcher Größenordnung sich darunter vorzustellen, daß die verwendeten Baugewichtsfaktoren einen Sinn haben. Halten wir aber die Ladung fest, so wird beim Vergrößern des Wertes $\frac{G}{Z}$ das Flugzeuggesamtgewicht immer größer, so daß die Baugewichtsfaktoren mit dieser Vergrößerung variiert werden müßten. Da diese Variation der Bauzahlen von einer gewissen Flugzeuggröße an sicher das Ergebnis in ungünstigem Sinne beeinflußt, werden für einen solchen Fall die Kurven nicht asymptotisch verlaufen, sondern über einen Grenzwert an Reichweite weg, um dann sich wieder nach der Ordinatenachse hin zu krümmen.

Die Vergrößerung des Gesamtgewichts, oder besser gesagt, die des Flugzeugs, um die Reichweite bei gleicher Ladung zu erweitern, wird also von einer gewissen Größe ab, über die hier nichts gesagt werden soll, nichts mehr bringen, es sei denn, daß sich durch die Vergrößerung Vorteile aerodynamischer Art ergeben.

Zusammenfassung.

Es wird gezeigt, in welch ausschlaggebender Weise die Gleitzahl eines Flugzeuges die Reichweite beeinflußt. Die Gleitzahl ihrerseits ist bestimmt einmal durch die Bedingungen einer vernünftigen Landungsgeschwindigkeit und anderseits durch die schädlichen Widerstände. Benutzt man die mit Spaltflügeln erzielbaren großen Auftriebswerte nicht zur Verminderung der heute üblichen Landungsgeschwindigkeit, sondern zur Erhöhung der Flächenbelastung und damit zur Verbesserung der im Flug verwendeten Gleitzahl, so erzielt man eine ganz beträchtliche Zunahme der Reichweite sowohl mit Normalflugzeugen, als auch mit Idealflugzeugen von geringen schädlichen Widerständen. In einer beigegebenen Kurventafel sind die Verhältnisse anschaulich zum Ausdruck gebracht, und man kann außerdem daraus erkennen, welch geringen Einfluß die Vergrößerung der Flugzeuge hat.

Die »Haw«-Metall-Luftschraube.

Von Gg. Manigold, Berlin.

Im vergangenen Jahre wurde in einer Reihe von in- und ausländischen Zeitschriften sehr viel über die Luftschraube diskutiert, die in der Entwicklung des Flugzeugbaues eigentlich ein bischen zu kurz kam. Damit soll allerdings nicht gesagt sein, daß sich niemand eingehender damit beschäftigt hat, sondern nur, daß trotz aller aufgewendeten Mühe kein so rechtes Ergebnis zu verzeichnen war, das einen hätte befriedigen können. Anlaß zu dieser Diskussion waren einige Neuerscheinungen in Form von Metalluftschrauben, und es zeigte sich damit, daß dieser Gegenstand weitgehendem Interesse begegnete. Das kommt daher, daß man nicht ganz zufrieden ist mit den zurzeit noch fast durchwegs gebräuchlichen Holzpropellern, und daß man mit einer gewissen Spannung jedem Erzeugnis entgegensieht, von dem man sich eine Besserung nach irgendeiner Richtung hin erhofft.

Will man nun entscheiden, ob mit der Verwendung von Metall an Stelle von Holz im Propellerbau überhaupt eine Verbesserungsmöglichkeit besteht, so muß man sich zunächst fragen, welche Nachteile des Holzpropellers durch die Eigenschaften des Baustoffes bedingt sind.

Da ist zunächst der Einfluß zu nennen, den die verhältnismäßig geringe Festigkeit des Holzes auf die Formgebung einer Luftschraube ausübt, und der sich sehr unangenehm auf die aerodynamischen Verhältnisse auswirkt. Um die hohen Zentrifugalkräfte aufnehmen zu können, die infolge des großen Durchmessers des Propellerkreises, an der Wurzel der Flügel angreifen, muß diese einen so großen Querschnitt bekommen, daß ein großer Teil des Flügels zur Vortriebserzeugung wirkungslos wird. Diesen Nachteil kann man vermeiden, wenn man ein Material mit größerer Festigkeit verwendet, z. B. ein geeignetes Metall, da man dann die Querschnitte mehr den aerodynamischen Forderungen anpassen kann, ohne allzusehr durch Festigkeitsrücksichten gehindert zu sein.

Ein weiterer Gesichtspunkt, der die Brauchbarkeit eines Holzpropellers beeinträchtigt, ist seine geringe Wetterbeständigkeit. Das leichte Quellen und Verziehen aller Holzkonstruktionen gab ja schon im Flugzeugbau selbst den Anlaß, vor allen Dingen beim Verkehrsflugzeug, das nicht nur bei jedem Wetter fliegen, sondern auch vielfach im Freien übernachten muß, mehr und mehr Metall als Baustoff zu verwenden, und es wäre unlogisch, wollte man bei einem der wichtigsten Glieder am ganzen Flugzeug, der Luftschraube, nicht den gleichen Weg zur Vervollkommnung gehen. Die stark wechselnde Feuchtigkeit der Luft, die großen Temperaturdifferenzen beschränken ganz außerordentlich die Lebensdauer der Holzpropeller, und wenn man an die Verwendung in tropischen oder subtropischen Gegenden denkt, kommt dazu noch die Gefahr der Zerstörung durch Insekten oder andere Schädlinge.

Beim Start auf sandigem Boden ist der Holzpropeller der Gefahr ausgesetzt, durch aufgewirbelte Sand- und Steinteilchen verletzt zu werden, und man ist deshalb schon lange dazu übergegangen, einen Teil des Flügels durch Metallbeschlag zu schützen. Ganz beseitigt wird die Gefahr damit natürlich nicht.

Alle diese Mängel beeinträchtigen aber die Wirtschaftlichkeit des Betriebes ganz erheblich, und das ist letzten Endes doch immer maßgebend für die Eignung eines Flugzeugteiles zu dauernder Verwendung.

Wenn man nun bei der richtigen Wahl des Baumaterials in der Lage ist, infolge seiner Eigenschaften bei den soeben geschilderten Punkten eine wesentliche Verbesserung zu erzielen, so bleibt dennoch die Hauptarbeit, die konstruktive Lösung, übrig. Daran sind auch die meisten bisherigen Versuche gescheitert, während wir im »Haw«-Propeller ein Produkt jahrelangen erfolgreichen Schaffens vor uns haben. Deshalb seien hier die wichtigsten baulichen Einzelheiten kurz erläutert, und es sei gleich anfangs darauf hingewiesen, daß sie sich durch außerordentliche Einfachheit auszeichnen, was man bei der ganzen Arbeit wohl als den größten Erfolg bezeichnen kann.

Die Flügel werden ganz für sich allein hergestellt und dann erst an der Nabe befestigt. Sie bestehen aus einem Skelett von zwei geschmiedeten Chromnickelstahl-Stangen, die ihren Durchmesser nach außen hin in fünf Stufen verringern, und an deren Ende jedesmal ein Gewinde eingeschnitten ist. Mit dem dicken, konisch bearbeiteten Ende sind die Stangen in ein S.M.-Stahl-Kernstück so eingesetzt, daß sie sich unter dem Einfluß der Zentrifugalkraft in keiner Weise lockern können. Über die beiden Stangen wird dann eine Flügelform aus Silumingußgezogen, die mit einer Längsrippe und fünf Querrippen versehen ist, und zwar in der Weise, daß die letzteren an den fünf Gewindestellen der Stahlstangen liegen, so daß sie durch beiderseits liegende Muttern in bestimmter Weise festgeklemmt werden können. Man macht das in der Art, daß der Flügel im Ruhezustand eine Vorspannung hat, mit dem Zweck, daß erst bei einer gewissen Drehzahl unter dem Einfluß der Zentrifugalkraft im Silumin die Spannung Null wird und bei maximaler Drehzahl die Dehnung keinen zu großen Wert annimmt, s. Abb. 1—5.

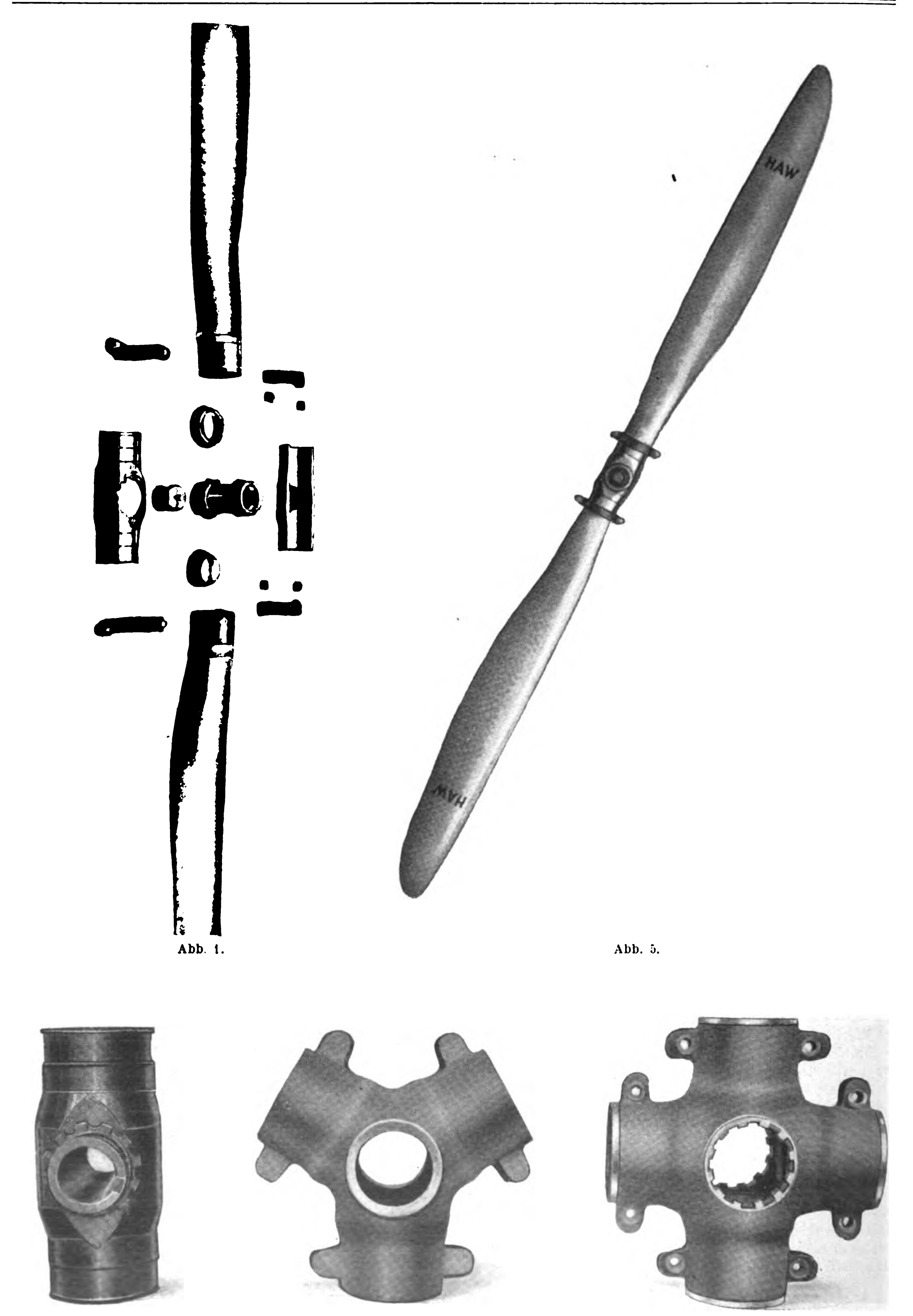


Abb. 1.

Abb. 5.

Abb. 2.

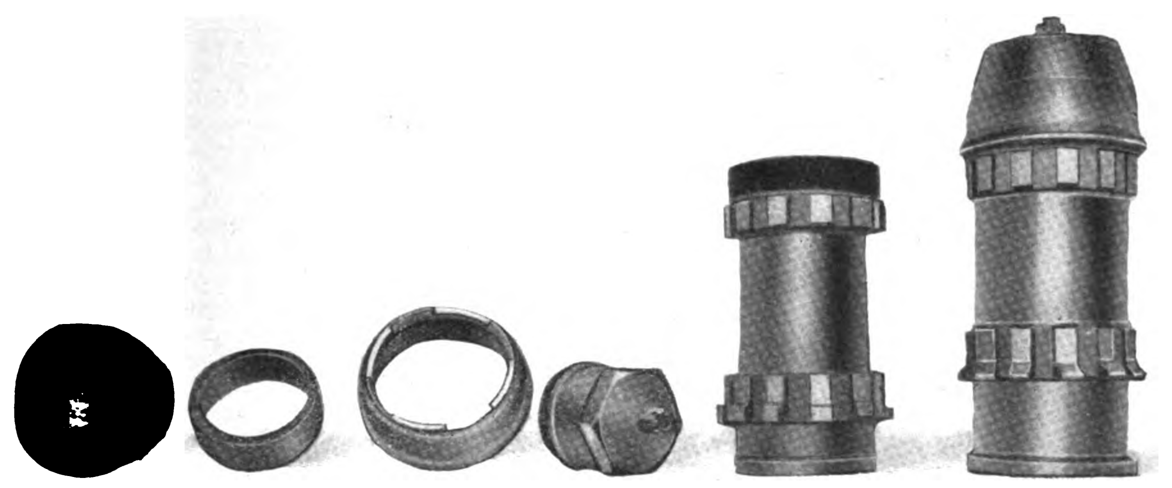


Abb. 3.

Die Konstruktion gewährleistet gleichzeitig volle Torsionsfestigkeit, womit ein ruhiger Lauf ohne jedes Flattern erreicht wird, was sehr wesentlich zur Schonung des Motors beiträgt.

Die Druckseite des Flügels wird mit Leichtmetallblech bekleidet, das in einer sorgsam gearbeiteten Falz gelagert ist und der Sicherheit wegen noch vernietet und verschweißt wird.

Ist der Flügel fertig, so kann er mit dem genannten Kernstück mit Hilfe von Schellen oder an der Nabe angegossenen Augen an der Nabe befestigt werden. Diese wird beim zweiflügeligen Propeller aus bestem Stahl gearbeitet, während sie beim drei- und vierflügeligen Propeller aus Stahlguß hergestellt wird. In die Nabe wird ein Mittelstück eingesetzt, dessen Einzelteile ebenfalls aus Stahl bestehen und das nach Belieben ausgewechselt werden kann, so daß ein Propeller für verschiedene Motoren verwendet werden kann, unabhängig von Ausbildung und Dimension des Wellenstumpfes. Aber auch die Leistung kann bis zu einem gewissen Grade veränderlich sein, da man den Einstellwinkel der Flügel nach eingravierten Skalen ändern und der Leistung anpassen kann. In der gleichen Weise kann man auch die Luftdichte berücksichtigen.

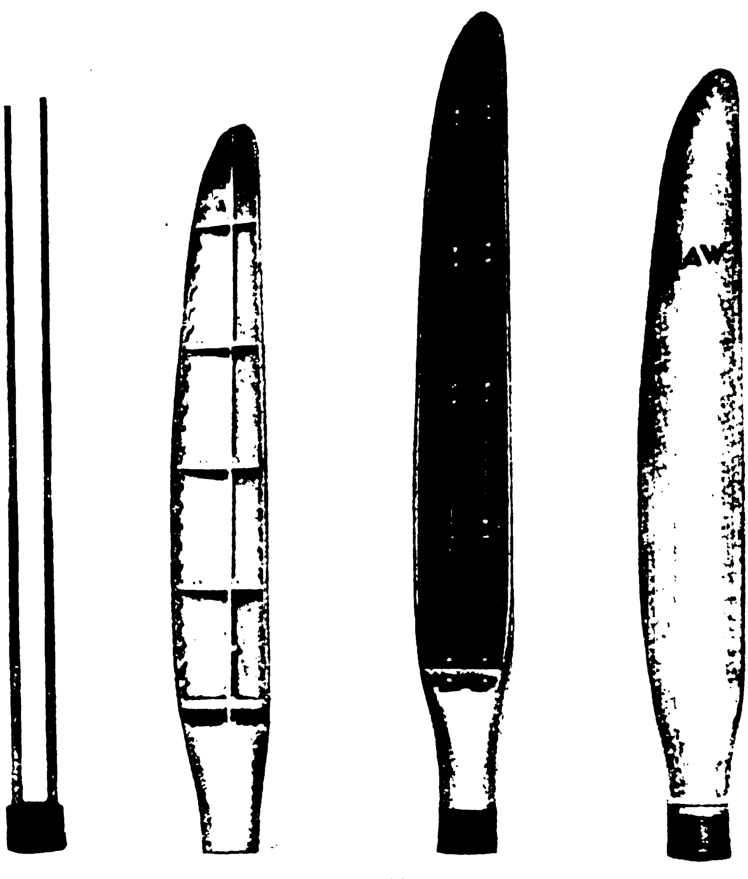


Abb. 4.

Obwohl dem Bau der Luftschraube eine siebenfache Sicherheit zugrunde gelegt wurde, ist sie nicht schwerer als ein Holzpropeller gleicher Größe, was einen wesentlichen Vorzug dieses Fabrikates gegen frühere Versuche darstellt. Die hohe Vollkommenheit der Präzisionsarbeit bedingt eine sehr große Betriebssicherheit, die sich auch bei Verletzungen der Flügel noch glänzend bewährt. Zurzeit werden Versuche mit angeschnittenen Flügeln durchgeführt, über deren Ergebnis wir später einiges mitteilen werden.

Mit diesen Zeilen sollte zunächst das Wesentliche über die neue Luftschraube weiteren Kreisen bekannt gemacht werden. Ich möchte noch kurz hinzufügen, daß sich die eben geschilderten Vorzüge des »Haw«-Metall-Propellers nicht nur auf Grund theoretischer Betrachtungen ergeben, sondern daß sie sich nach einjähriger Probeverwendung im deutschen Luftverkehr auch in der Praxis bestätigt haben.

Buchbesprechungen.

Großstadt-Garagen. Von Dr.-Ing. Georg Müller, Berlin. Verlag Deutsche Bauzeitung G. m. b. H., Berlin.

Das Werk ist nicht Nachschlagewerk für Bauanlagen, wenn es auch viele praktische Beispiele des In- und Auslandes bringt, sondern es legt vor allem Wert darauf, die grundsätzlichen Fragen im Garagenbau festzusetzen, ohne sich dabei in unfruchtbare Theorien zu verlieren. Wir haben noch keinen Überfluß an vorbildlichen Garagen, und die angezogenen Ausführungen sind zum Teil noch zu jung, um über ihre Wirtschaftlichkeit ein abschließendes Urteil gewinnen zu können. Der Verfasser unterscheidet scharf zwischen den allgemeinen Garagenideen bezüglich der Aufstellung, der Toranordnung usw. — und den rein praktischen Lösungen, die die zweckmäßigste Ausnutzung irgendeines Grundstückes oder Gebäudes un-

voreingenommen erstreben; er bekennt sich durch zu den Grundsätzen, daß im Garagenbau keine Lösung als die allgemein richtige und beste bezeichnet werden kann; daß es vielmehr vor allem auf die Eingliederung von Garagenräumen in die städtische Baumasse ankommt, wobei natürlich die Sicherheit des Baues und die gebührende Rücksicht auf die Nachbarschaft voranzustellen sind.

Diese Veröffentlichung ist nicht nur die Frucht fachwissenschaftlicher Sammelarbeit, sondern darf als eine solche bewertet werden, die über die brennenden und vielumstrittene Garagenfrage selbst etwas zu sagen hat. Es darf daher allen denen, die sich mit der Garagenfrage näher beschäftigen wollen, als ein Wegweiser in dieser Frage empfohlen werden und wird auch denen etwas bringen, die sich bereits mit dieser Frage eingehender beschäftigt haben und dürfte somit über den engen Kreis von Fachleuten hinaus jeden technischen Gebildeten interessieren.

„Der Gleit- und Segel-Flugzeugbau“ von Alfried Gymnich. (Bibliothek für Luftschiffahrt und Technik, Band 24 mit 182 Abbildungen und 12 Tafeln. Verlag Rich. Karl Schmidt & Co., 1925, Berlin W 62.)

Das vorliegende, 226 Seiten starke Buch will eine Zusammenstellung der Erfahrungen und bewährten Konstruktionseinzelheiten sein, »die den angehenden Konstrukteur und Flugzeugbauer davor bewahren, nochmals dieselben Erfahrungen unter Zeit und Geldverlust zu machen«. Mit dieser gesunden Tendenz wendet der Verfasser sich an die Kreise, welche die Träger der Segelflugbewegung bisher gewesen sind und in Zukunft bleiben werden. Er trifft damit das Richtige und leistet der Sache wesentliche Dienste. Was den Inhalt anbetrifft, so empfiehlt sich vielleicht eine zutreffendere Definition des statischen Segelflugs auf S. 17 unten. Weiter wird auf S. 101 und 102 bei der Beschreibung der Steuerung des Dresdener Segelflugzeugs 1922 gesagt, »daß Flächen und Höhenruder derart gekuppelt waren, daß eine bestimmte Anstell-Winkelvergrößerung der Flächen einen entsprechenden gleichsinnigen Ausschlag des Höhenruders hervorrief«. Dieser Ausdruck »gleichsinnig« kann nur mit Bezug auf den Schwerpunkt Anwendung finden, was wohl zu beachten ist. Daß also gleichsinnige Momente um den Schwerpunkt erzeugt werden, wenn die Beschreibung mit den Tatsachen übereinstimmen soll. Hierdurch wurde eine sehr große Empfindlichkeit dieses Flugzeuges um die Querachse hervorgerufen, die bekanntlich zu Schwingungen führte, die nicht zu beherrschen waren. Die Trägheit des Rumpfes aber wurde dadurch nicht ausgeschaltet, wie Gymnich sagt. Seine Bemerkung läßt darauf schließen, daß unter Umständen eine Verwechslung mit der Steuerung des Flugzeuges von Ritter-Scherzer vorliegt. Allen angehenden Segelflugzeugerbauern sei das Buch wärmstens empfohlen.

Offermann.

Die Rakete in den kosmischen Raum[1]). Mit einem Vorwort in deutscher Sprache von A. Tschijewsky, Erste Reichsschriftsetzerei. Kaluga (U. d. S. S. R.) 1924, 32 S. mit 2 Zeichnungen.

Außer der Erde. Beide von K. E. Ziolkowsky. Verlag des Naturwissenschaftlichen Vereins in Kaluga. 1920, 115 S.

Der greise russische Wissenschaftler K. E. Ziolkowsky ist der erste Altmeister und wissenschaftliche Begründer des Raumschiffproblems.

Seine erste diesbezügliche Abhandlung erschien 1898, die zweite 1903 (1923 umgearbeitet: »Die Rakete in den kosmischen Raum«). Die große klassische Grundlegung des Raumschiffproblems, »Erforschung der Welteräume mittels des Raketenraumschiffes«, ist 1911/13 ungekürzt in der russischen »Zeitschrift für Luftfahrt« (Westnik Wosduchoplawania) veröffentlicht worden, welche als erste Fachzeitschrift der Welt eine wissenschaftliche Abhandlung über das Problem brachte. Eigenartigerweise ist hier die Theorie der Praxis vorangegangen und durch letztere bestätigt (Goddart und Jenkins). Ziolkowsky gab nur eine flüchtige technische Beschreibung des Raketenraumschiffes.

Im Vorwort gibt der junge Physiker und Mitarbeiter des Verfassers eine Übersicht seiner einschlägigen Arbeiten, betont die Priorität der ersten wissenschaftlichen Ausarbeitung und klagt über die fast »verbrecherische Indifferenz unserer Landsleute gegen Männer intellektueller Arbeit und Vertreter des exakten Wissens«. Nachdem der Verfasser im ersten Abschnitt die praktische Unmöglichkeit auch eines unbemannten Geschoßraumschiffes mit selbstschreibenden Meßgeräten dartut, folgt eine rechnerische Untersuchung des Raketenraumschiffes. (Überall die numerisch bequemeren log. Funktionen statt der etwas anschaulicheren Expontialfunktionen. D. Ber.) Die Rechnungen stimmen im allgemeinen mit denen von Oberth, Goddart und Hohmann überein; der theoretische Höchstwirkungsgrad wird mit 65 vH angegeben (was in überraschend schöner Übereinstimmung mit den Versuchen von Goddart [64,5 vH] ist. D. Ber.), welcher Wirkungsgrad rd. 2 bis 2,5 mal höher als beim besten Motorschraubenaggregat ist.

Zwei Zahlentafeln zeigen die Abhängigkeit der Verhältnisse: Brennstoff zu Raketenmasse, Flug- zu Auspuffgeschwindigkeit und Fluggeschwindigkeit in m/s und die des ersten Verhältnisses zum Wirkungsgrad (Warum keine Schaubilder? D. Ber.). Verfasser deutet auf die Möglichkeit des Raketenantriebs für Flüge in großen Höhen (10 bis 15 km) und die Erforschung der höheren Luftschichten mittels Raketen mit selbstschreibenden Registriergeräten hin. Der letzte Abschnitt behandelt den geneigten Aufstieg im Erdschwerefelde.

Über die technische Ausgestaltung seines Raumschiffes gibt der Verfasser (wohl absichtlich? D. Ber.) nur Andeutungen. Als Brennstoffe dienen verflüssigtes H und O (Verbrennungswärme 3825 kcal/kg, Auspuffgeschwindigkeit rund 5700 m/s). Dabei behauptet der Verfasser eine neue chemische Gesetzmäßigkeit gefunden zu haben, nach welcher die entstehende Verbrennungswärmemenge dem Kehrwert einer additiven oder multiplikativen Funktion der Atomgewichte der beiden sich verbindenden Stoffe verhältig ist. Die Rakete selbst soll als stromlinienförmiges Stahlblechgehäuse ausgebildet werden. Die Zündung des Gemisches im »Ofen« (Oberth) erfolgt elektrisch. Die Auspuffgase sollen zwecks selbständiger Stabilisierung der Rakete durch zwei zueinander senkrecht stehende Kreisrohre fließen (soll ein mechanisches Analogon zweier Stützkreisel sein). Dies ist allerdings falsch! Zur Steuerung werden weiter Kreiselgeräte herangezogen werden, welche auf eine Massensteuerung wirken (Ausgleichsbewegung einer Masse in der Rakete). Zum Steuern in den dichteren Luftschichten dient das übliche Leit- und Steuerwerk. Gänzlich unerörtert bleibt die Baustofffrage, Verfasser berichtet nur flüchtig über Versuche, bei denen Eisen bei extrem niedrigen Temperaturen (flüssige Luft) eine zehnfache Zähigkeit bekam (?? D. Ber.).

Die Erzählung »Außer der Erde« gibt in der eigenartigen Naivität eines Wunschtraumes eine wissenschaftlich richtige Beschreibung eines Raumfluges. Wie dem auch sei: die ungeheure wissenschaftlich-technische und a fortiori **moralische** Bedeutung des Problems lohnt die Arbeit, denn hier heißt es wie nirgends:

Per scientem ad astra!

Das müssen wir geloben, das müssen wir aber auch tun

A. B. Scherschevsky.

[1]) Eine freie Bearbeitung dieser Abhandlung mit einer Übersicht der russischen Arbeiten über das Raumschiffproblem wird zurzeit vom Berichter abgefaßt und in 2 bis 3 Abschriften der WGL für Interessenten zur Verfügung gestellt.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [10] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugerfahrung. Die Ausbildung von Flugzeugführern sollte nach einheitlichen Gesichtspunkten erfolgen, deswegen müßte in Frankreich eine Schule für Fluglehrer gegründet werden; der Flugzeugpark der Schulen sollte auch einheitlich nach folgenden Gesichtspunkten ausgewählt werden:

1. Neue, gute Flugzeuge; die Luftfahrt verträgt keine Mittelmäßigkeit.

2. Die Schulflugzeuge müssen empfindliche Ruder haben, damit der Schüler ein Gefühl für die Wirkung seiner Steuerbewegungen bekommt.

3. Das Flugzeug muß schnell sein; es müssen an ihm die Fehler gezeigt werden können, aber auch die Möglichkeit vorhanden sein, diese rasch wieder zu beheben.

4. Die statische Eigenstabilität muß derart sein, daß das Flugzeug sich von selbst in die der Motorleistung entsprechende Fluglage einstellt und in ihr verharrt. Sie muß also solche Wirkungen hervorrufen, wie sie ein vollendet ausgebildeter Führer reflexmäßig zu erzielen suchte.

Der Schüler muß alle Flugkunststücke können, um jeder Fluglage gewachsen zu sein; der Militär-Flieger sollte ganz unbewußt fliegen können, um während des Fluges für andere Aufgaben frei zu sein.

— *R. Morane*, Influence des méthodes d'apprentissage sur la securité; L'Aéronautique 8, Nr. 82 vom März 1926, S. 95 bis 96 (3 Sp.). *H., E.* 61001.

Flugzeuge. Pander-Schul-Anderthalbdecker, Muster E (Ergänzung zu 60705).

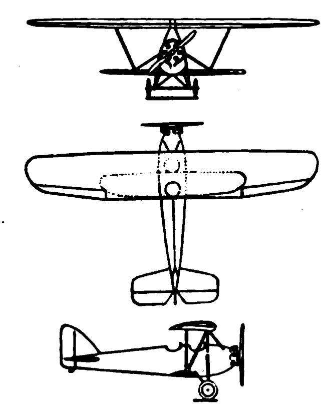


Abb. zu 61002. Pander-Schul-Anderthalbdecker.

H. 61002.

Flugzeuge. De Havilland-See-DD, Muster D. H. 50a, ein für die Königl. Ausstralischen Luftstreitkräfte von der De Havilland Aircraft Co., Ltd., umgebauter H. D. 50-Land-DD. Ein Führer-, vier Gastsitze und kleiner Gepäckraum. Statt des Fahrgestells sitzt ein Schwimmgestell an den gleichen Punkten wie jenes am Rumpf. Von den Rumpfunterkanten läuft schräg nach außen ein gewöhnlicher und ein V-Stiel zu den Schwimmern, die gegeneinander durch zwei Stiele abgesteift sind.

Schwimmer aus Duralumin, mit einer Stufe, scharfem Löffelbug, scharfem Hintersteven, V-Spanten und gewölbter Oberseite; sie sind von Short Brothers in Zusammenarbeit mit der De Havilland Co. hergestellt worden und ähneln den Schwimmern des Gloster III-Renn-DD.

Fluggewicht	1,91	t
Höchstgeschwindigkeit	170	km/h
Steigfähigkeit	2,5	m/s
Gipfelhöhe	3,0	km

— The D. H. 50 Seaplane; The Aeroplane 30, Nr. 13 vom 31. März 1926, S. 344 (1½ Sp., 2 Lichtb.); Seaplane for G. G. of Australia; Flight 18, Nr. 901 vom 1. April 1926, S. 188 bis 190 (5 Sp., 4 Lichtb.). *H.* 61003.

Flugzeuge. Farman-Verkehrs-HD, Muster F. 170, s. Abb. (vgl. 60 605), gebaut besonders im Hinblick auf eine gute Flugwirtschaftlichkeit, die bei der Gesamtwirtschaftlichkeit nach Ansicht von Farman den Hauptausschlag gibt. Diese Flugwirtschaftlichkeit wird dadurch erreicht, daß bei einer Nutzlast von 0,85 t eine Motorleistung von 300 PS, entsprechend einer Geschwindigkeit von 180 km/h, benötigt wird; die Mindestmotorleistung ist 215 PS bei einer Geschwindigkeit von 140 km/h. Da ein 500-PS-Motor benutzt wird, ist ein großer Leistungsüberschuß verbunden mit großer Betriebssicherheit und geringer Abnutzung vorhanden.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide, Unterseite zum leichten Einsteigen sehr weit heruntergezogen. Führersitz auf Oberseite in einer Linie mit der Tragdeckvorderkante, darunter großer Fluggastraum mit 8 Sitzen, großen Fenstern, seitlicher Tür, Warmwasserheizung; weiter nach hinten abgetrennter Gepäckraum mit seitlicher Öffnung.

Triebwerk im Vorderteil auf einem leicht ausbaubaren Metallträger; die Blechbekleidung kann schnell vollkommen abgenommen werden; vierflügelige Zugschraube mit Untersetzung 1 : 2, elektrischer Anlasser, lange Auspuffleitungen, die über Tragdeckoberseite nach hinten geführt sind.

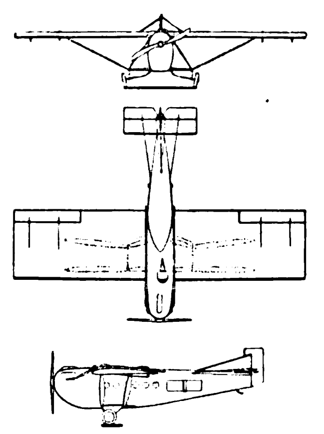


Abb. zu 61004. Farman-Verkehrs-HD.

Tragdeck rechteckig, halbfreitragend, durchlaufend, gleichbleibender Flügelschnitt, seitlich durch schräges Stielpaar, das zu den flügelartigen Stützen des Fahrgestells läuft, abgefangen. Unausgeglichene Querruder. Holzbauweise mit Stoffbespannung.

Leitwerk: gewöhnliche Höhenflosse, unausgeglichenes zweiteiliges Höhenruder, dreieckige Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell: an flügelartig ausgebildeten, ganz flach gestellten Stummeln, deren Enden gegen Rumpfoberkante und gegen Tragdecks abgestützt sind, greift kurze verkleidete V-Strebe an, die die zum Rumpf hochgebogenen Einzelachsen der Räder trägt (s. Abb.).



Spannweite		16,10 m
Länge		11,75 m
Höhe		3,20 m
Kabine: Breite	1,10 m	
Höhe	1,80 m	
Flügelfläche		52,5 m²
Motor: Farman		500 PS
Leergewicht		1,8 t
Ausrüstung	0,22 t	
Führer und Betriebsstoff	0,45 t	
Nutzlast	0,85 t	
daher Zuladung	1,52 t	1,52 t
also Fluggewicht		3,32 t
Flächenbelastung		63,4 kg/m²
Leistungsbelastung		6,6 kg/PS
Flächenleistung		9,5 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit am Boden		203 km/h
» in 1 km		197 km/h
» in 3 km		191 km/h
» in 3 km		183 km/h
Betriebsgeschwindigkeit		190 km/h
steigt auf 1 km in		5,9 min
steigt auf 2 km in		14,4 min
steigt auf 3 km in		27,4 min
steigt auf 4 km in		58,7 min
Gipfelhöhe		4,3 km

— *J. Serryer*, Le monoplan Farman F. 170; Les Ailes **16**, Nr. 251 vom 8. April 1926, S. 2 bis 3 (3 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61004.

Flugzeuge. Heinkel-Zeitungs-DD, Muster H. D. 39, vom Ernst Heinkel Flugzeugwerk, Warnemünde, für den Ullstein-Verlag besonders zur Beförderung von Zeitungen, aber auch von Berichterstattern gebaut.

Rumpf in Holzbauweise mit Sperrholzbeplankung, rechteckig, mit stark angerundeten Kanten, hinten senkrechte Schneide; Oberseite fast gerade durchlaufend, Unterseite im Vorderteil scharf zum Kühler hochgezogen. Führersitzraum mit einem Führer- und einem Notsitz hinter Oberdeckhinterkante; davor, durch Tür mit Führerraum verbunden, geräumiger Laderaum, in dem 10 Zeitungspakete zu je 50 kg aufgehängt werden können. Rolltür im Boden des Laderaums kann vom Führer geöffnet, die Zeitungspakete können durch Abwurfvorrichtung nach Wahl abgeworfen werden. Einstieg zum Führersitz durch dahinterliegenden zweiten Laderaum mit seitlicher Tür.

Triebwerk im Vorderteil, auf Stahlrohrunterbau, durch Lösen von vier Bolzen ausbaubar; Stahlblech-Brandschott, Reed-Metallschraube der Heddernheimer Kupferwerke; leicht ausbaubare Falltanks im Oberdeck.



Abb. zu 61005.
Heinkel-Zeitungs-DD.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, schmaler Mittelteil, durch oben zusammenlaufende V-Streben mit Rumpfunterholmen verbunden; Unterflügel geringerer Abmessung, nach rückwärts gestaffelt, in leichter V-Stellung, beiderseits der Rumpfunterkanten angesetzt. Holzbauweise, Unterseite und Nase mit Sperrholz und Stoff, sonst mit Stoff bekleidet. Ein N-Stielpaar an den Außenenden, Drahtverspannung. Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, feste Kielflosse, ausgeglichene Ruder.

Fahrgestell: an Rumpfunterkanten angelenkte, schräg nach außen gestellte V-Strebe, die gegen Rumpfoberkante durch dritte Strebe mit Stoßdämpfer abgefangen ist; keine durchlaufende Achse

Spannweite	14,8 m
Länge	10,0 m
Höhe	3,7 m
Flügelfläche	51 m²
Motor: BMW IV	230 PS
Leergewicht	1,25 t
Zuladung	0,80 t
also Fluggewicht	2,05 t
Flächenbelastung	40,2 kg/m²
Leistungsbelastung	8,9 kg/PS
Flächenleistung	4,5 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	170 km/h
Landegeschwindigkeit	72 km/h
steigt auf 1 km in	7 min
Flugweite	800 km

— Sonderbericht der Firma; einzelne Angaben s. auch B. Z. am Mittag, Nr. 95, vom 8. April 1926, Sportbeilage (2 Sp.) und Fachzeitschriften. *H.* 61005.

Flugzeuge. Albatros-Zeitungs- und Verkehrs-DD, s. auch S. 199 bis 202 dieses Heftes, Muster L 72a, von den Albatros-Werken, Berlin-Johannisthal, unter Leitung von Schubert und G. Lachmann, für den Ullstein-Verlag besonders zur Beförderung von Zeitungen, aber auch von Berichterstattern gebaut.

Rumpf: Querschnitt des Hauptgerüstes sechseckig, verkleidet achteckig, hinten senkrechte Schneide, vorne spitz zulaufend. Aufbau aus geschweißten Stahlrohren mit Drahtverspannung und Stoffbespannung. Führersitz unter Oberdeckmitte, ist nach vorne durch eine bis zur Tragdeckvorderkante reichende Zellonscheibe geschützt, Sitz an



Abb. 1 zu 61006. Albatros-Zeitungs-DD.

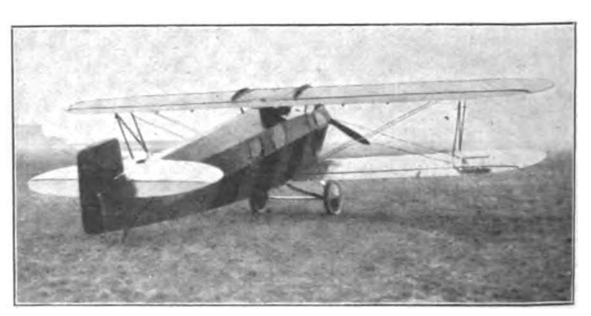


Abb. 2 zu 61006. Albatros-Zeitungs-DD.

Backbord, neben ihm die Verbindungsöffnung zum Laderaum, der eine Tür an der Steuerbordwand hat. Hinter dem Führersitz reicht Rumpf nach oben bis zum Tragdeck, so daß im Laderaum Stehhöhe vorhanden ist. Auf der Steuerbordseite im Laderaum Zeitungs-Abwurf-Vorrichtung aus zwei senkrechten Schächten. Diese sind durch 16 auslösbare Klappen für je ein Zeitungspaket von 10 kg unterteilt. Die Klappen werden mit Federbolzen in Ausschnitten der mittleren Führungswand gehalten und



durch keilförmige Auslöser, die an einer vom Führersitz betätigten Gliedkette befestigt sind, freigeben. Vor dem Führersitz liegt noch ein kleiner Laderaum für eine nicht abwerfbare Last von rd. 70 kg.

Triebwerk auf besonderem Stahlrohrträger, nach Lösen von vier Bolzen als ganzes ausbaubar. Falltanks im Oberdeckmittelteil, Öltank hinter dem Brandschott im Führerraum. Lamblin-Kühler auf der Unterseite zwischen Rumpf und Fahrgestell.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, Mittelteil ist durch zwei Strebenböcke mit dem Rumpf verbunden; die Unterflügel sind in geringer V-Stellung seitlich an den Rumpfunterkanten angesetzt. Ober- und Unterflügel vertauschbar, ebenso alle Flügelbeschläge; sie sind als Lachmann-Handley Page-Spaltflügel mit einer gebogenen Duraluminplatte als vorderem Düsenflügel und einer hinteren Flügelklappe, die wie die Querruder ausgebildet ist, gebaut. Düsenflügel und Klappe werden gemeinsam durch Hebel und Rohrwelle betätigt. Dadurch kann Mindestgeschwindigkeit um etwa 28 vH, Anlaufstrecke um rd. 40 vH vermindert werden.

Flügelaufbau aus Duralumin-Kastenholmen mit Außenvernietung, Gitterrippen aus dünnwandigen Stahlrohren, die von oben auf die Holme aufgesteckt werden, Stahlrohr-Innenstiele, doppelte Drahtverspannung der einzelnen Felder, Stoffbespannung. N-Stielpaar nahe den Enden, Verspannung durch Stromliniendraht, Tragkabel doppelt, Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder, beide aus Stahlrohren im Dreieckverband geschweißt.

Kielflosse wird gleichzeitig mit Seitenruder, aber weniger stark, verstellt, so daß bei großen Ruderausschlägen kein Strömungsknick zwischen Flosse und Ruder entsteht; dadurch wird die Ruderwirkung bei einem Ausschlag von 30° etwa um 40 vH vergrößert; das Leitwerk ist entsprechend verkleinert. Unausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit Ölstoßdämpfer im Vorderstiel, durchlaufende Achse.

Spannweite oben	12,8	m
» unten	12,3	m
Flügeltiefe	1,5	m
Flügelfläche oben	18,6	m²
» unten	17,7	m²
Gesamtflügelfläche	36,3	m²
Motor: BMW IV	220	PS
Leergewicht	1,3	t
Zuladung	0,7	t
also Fluggewicht	2,0	t
Flächenbelastung	55,0	kg/m²
Leistungsbelastung	9,1	kg/PS
Flächenleistung	6,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	170	km/h
Landegeschwindigkeit	80	km/h
steigt auf 1 km in	8	min

— Sonderbericht der Firma; einzelne Aufgaben s. auch B. Z. am Mittag, Nr. 95, vom 8. April 1926, Sportbeilage (1 Sp., Zahlenang.) und Fachzeitschriften. *H.* 61006.

Flugzeuge. Blackburn-Sprat-Schul-See- und Land-DD (s. Abb.), von der Blackburn Aeroplane und Motor Co. Ltd., im Auftrage des englischen Luftministeriums gebaut (vgl. 60804).

Rumpf achteckig, hinten senkrechte Schneide, Ober- und Unterseite von der Mitte aus nach vorne und hinten schräge laufend. Dreiteilig, Mittelteil, von Brandschott bis hinter Tragdeckhinterholme reichend, aus Stahlrohren, dann anschließend Schwanzende in gewöhnlicher Holzbauweise, Stoffbespannung. Zwei hintereinanderliegende Sitze mit Doppelsteuerung hinter Oberdeckhinterkante, Schüler vorne.

Triebwerk auf besonderem Stahlrohrgerüst am Brandschott aufgehängt, nach Lösen von vier Bolzen als ganzes ausbaubar. Brennstofftank unter den Rumpf aufgehängt; abdeckbarer Stirnkühler unterhalb der Schraubenwelle.

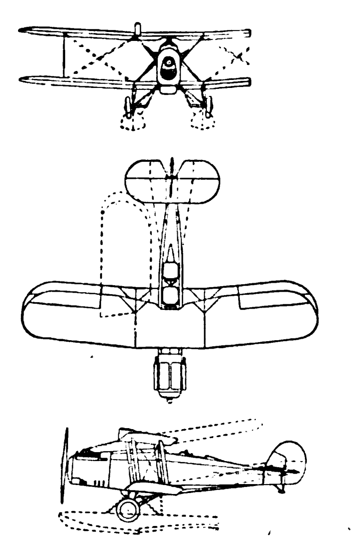


Abb. zu 61007. Blackburn-Sprat-DD.

Tragdecke: dreiteilig, gestaffelt, in Pfeil- und V-Stellung; Oberdeck durchlaufend, breiter Mittelteil durch zwei schräge Stielpaare mit Rumpf verbunden; an den Unterkanten seitlich angesetzte Flügelstutzen, die durch zwei schräg nach innen geneigte Stielpaare mit den gleichen Knotenpunkten verbunden sind wie Oberdeckmittelteil. Die Flügel, miteinander austauschbar, haben gleichbleibenden Querschnitt, sind nach hinten klappbar und in üblicher Holzbauweise mit Stoffbespannung hergestellt. Nahe den Enden ein Stielpaar, Drahtverspannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: auf Rumpfoberseite aufliegende, verstellbare Höhenflosse, kleine Kielflosse, zweiteiliges unausgeglichenes Höhenruder, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell, das anstatt eines Schwimmgestells eingebaut werden kann, aus einer senkrechten, an den Enden der Flügelstutzen angreifenden Strebe mit Ölstoßdämpfer, die durch V-Strebe gegen Rumpf abgestützt ist; kurze Achsstummel, deren Innenende ebenfalls durch V-Strebe mit dem Rumpf verbunden ist.

Schwimmgestell aus zwei Duralumin- oder Holzschwimmern, die an den gleichen Punkten wie das Fahrgestell am Rumpf mit N-Stielen befestigt sind.

Schwimmer mit einer Stufe, scharfem Löffelbug, V-Spanten, hinten senkrechter Schneide und gewölbter Oberseite; die Duraluminschwimmer haben ein durchlaufendes Mittellängsschott, zahlreiche Querschotte und an den Schotten abgesetzte Längsspanten.

Blackburg-Sprat-Schul-DD	Land	See	Maß
Motor: Rolls-Royce-Falcon	270	270	PS
Flugwerkleergewicht	0,51	0,60	t
Triebwerkleergewicht	0,51	0,51	t
Brennstoff und Wasser	0,25	0,25	t
Ladung	0,19	0,19	t
also Fluggewicht	1,46	1,65	t
Geschwindigkeit in Bodennähe	160	158	km/h
» » 1,5 km	160	153	km/h
Landegeschwindigkeit	63	64	km/h
steigt auf 1,5 km in	5,5	6,5	min
» » 3 km »	13	16	min
Gipfelhöhe	5,3	4,8	km

— *L. Bridgman*, The Blackburn Sprat; The Aeroplane **30**, Nr. 14 vom 7. April 1926, S. 374 bis 378 (4 Sp., 3 Risse, 10 Skizzen von Einzelheiten, Zahlenang.). *H.* 61007.

Flugzeuge. Caspar-Schul- und Übungs-DD, Muster C 23, C 24, C 26, von denen C 23 ein Schul-, die beiden anderen ein Schul- und Übungsflugzeug darstellen; die drei Muster unterscheiden sich nur durch die Verwendung verschiedener Motoren und durch die zum Gewichtsausgleich geänderte Staffelung.

Rumpf rechteckig, hinten in Spitze auslaufend; zwei hintereinanderliegende Sitze mit Doppelsteuerung. Vorderteil bis hinter den Hintersitz aus Stahlrohren, dann anschließender Schwanzteil aus Holz; der ganze Rumpf ist mit Sperrholz beplankt.

Triebwerk im Vorderteil auf besonderem Stahlrohrträger, der nach Lösen von 4 Muttern vom Rumpf getrennt werden kann; Brandschott, in feuersicherer Stahlkammer eingebauter Vergaser; Falltanks im Oberdeckmittelteil.

Tragdecks rechteckig; Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, Mittelteil durch kurze Streben mit Rumpfoberkanten verbunden; Unterflügel beiderseits der Rumpfunterkanten angesetzt. Ober- und Unterflügel haben gleiche Abmessungen und über ganze Länge gleichbleibenden Flügelschnitt, keine V- oder Pfeil-Stellung. Holzbauart aus zwei Holmen, 7 Rippen, die mit Ausnahme der Endrippen alle offen sind, und Sperrholzbeplankung. Ein N-Stielpaar nahe den Enden, Drahtverspannung: zwei Trag-, ein Gegenkabel. Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk: durchlaufende Höhenflosse, unausgeglichenes Höhenruder, sehr schmale, hohe Kielflosse und unausgeglichenes Seitenruder.

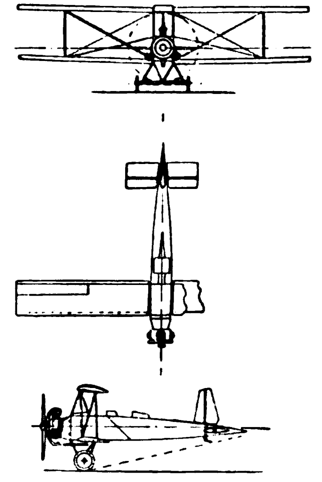


Abb. zu 61008. Caspar-Schul-DD.

Fahrgestell aus zwei seitlichen N-Stielen, dazwischen zwei durchlaufende Hilfsachsen mit einer unteren Scherplatte und Aluminiumblechverkleidung, Mitte gegen Rumpfunterkanten durch V-Strebe abgestützt; Gummifederung.

Caspar-DD Zweck	C 23 Schule	C 24 Schule-Übung	C 26 Schule-Übung	Maß
Spannweite	10	10	10	m
Länge	7	7	7	m
Höhe	3	3	3	m
Flügelfläche	22	22	22	m²
Motor	Mercedes	Mercedes D I od. D II	Bristol-Lucifer	
Leistung	80	100	100	PS
Leergewicht	0,480	0,590	0,575	t
Zuladung	0,250	0,250	0,250	t
also Fluggewicht	0,730	0,840	0,825	t
Flächenbelastg.	33,0	38,0	37,5	kg/m²
Leistungsbelastg.	9,1	8,4	8,3	kg/PS
Flächenleistung	3,6	4,5	4,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	120	155	155	km/h
Landegeschwindigkeit	60	70		km/h

— Caspar-Schul- und Übungsflugzeuge Typen C 23, C 24, C 26; Der Flieger 4, Nr. 3 vom März 1926, S. 5 bis 8 (5 Sp., 3 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61008.

Flugzeuge. Vickers-Wibault-Kampfeinsitzer-HD, Muster 7 C. 1., vgl. Abb. 1 bis 4, von Vickers Ltd. nach Plänen von M. Wibault für die Chilenische Regierung gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Ganzmetallbau, s. Abb. 3, aus vier Duralumin-Winkelholmen, die miteinander durch T-Profile diagonal und quer verbunden sind; wo das Fahrgestell und die Flügelstreben angreifen, sind Kasten-Rahmenspanten eingebaut. Ein Sitz hinter Tragdeckhinterkante, die zur besseren Sicht nach oben ausgeschnitten ist.

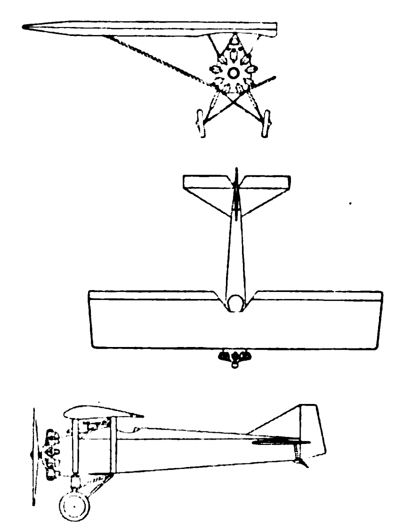


Abb. 1 zu 61009. Vickers-Wibault-Kampf-HD.

Triebwerk am Brandschott mit vier Bolzen aufgehängt, kann als ganzes ausgebaut werden. Brennstoff- und Öltanks aus Duralumin ohne Schweißung; sie sind aus einen Blechen zusammengenietet, deren Kanten geflanscht sind, und zwar so, daß der Flansch des einen Bleches doppelt

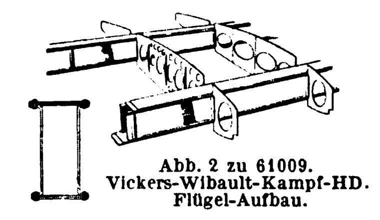


Abb. 2 zu 61009. Vickers-Wibault-Kampf-HD. Flügel-Aufbau.

so breit wie der des anderen und um den ersten herumgelegt ist, dazwischen ein Dichtungsmittel (vgl. Dornier-Flügelbekleidung! D. Ber.).

Tragdeck durchlaufend, halbfreitragend, zweiteilig, nur an den Enden abnehmender Flügelschnitt. Ganzmetallbau aus zwei gebauten Kastenholmen, dreiteiligen Rippen, Druckstielen aus Duraluminrohren und Metallbeplattung, s. Abb. 2. Die Rippen reichen nicht bis zur Vorder- oder Hinterkante, diese wird durch längslaufende

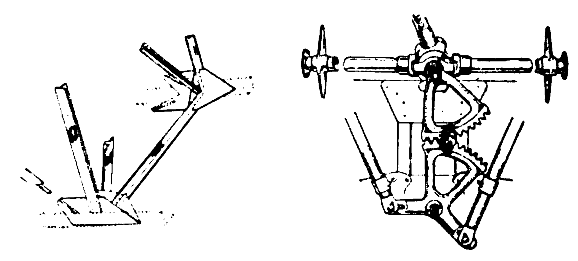


Abb. 3 zu 61009. Rumpf. Abb. 4 zu 61009. Querruder-Steuerung.
Vickers-Wibault-Kampf-HD.



Beplattung gebildet. Die beiden Flügelhälften sind in der Mitte am Hinterholm durch ein einfaches Gelenk, am Vorderholm durch eine Art Doppelgelenk am Ober- und Untergurt mit zwei starken Bolzen verbunden. Spannturm wird von zwei kurzen, schräg nach außen geneigten N-Stielen gebildet. Etwa von Flügelmitte laufen zwei starke Streben zum Angriffspunkt des Fahrgestelles an den Rumpfunterkanten. Über die ganze Flügelbreite reichen schmale Querruder, die durch Stoßstangen betätigt werden. Die Stoßstangen greifen an kurzen Hebeln der Querruderdrehachse an, sie selbst stehen durch Zahnkranzteile mit dem Steuerknüppel in Verbindung und liegen verkleidet hinter den Hinterstreben des Spannturmes, s. Abb. 4.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges Höhenruder; Drehachse des Höhenruders ist zugleich auch Drehachse der Flosse, sie ist gegen Rumpfunterkanten durch zwei seitliche Streben abgestützt. Dreieckige Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit Ölstoßdämpfern im Vorderschenkel, ohne durchlaufende Achse; unter Rumpfmitte liegender Drehpunkt ist durch zwei seitliche und eine Mittelstrebe mit Rumpf, und durch zwei angelenkte Streben mit den Radachsen verbunden.

Spannweite	11,0	m
Länge	7,2	m
Höhe	2,9	m
Flügelfläche	22	m²
Motor: Bristol »Jupiter«	420	PS
Leergewicht	0,827	t
Zuladung	0,617	t
also Fluggewicht	1,444	t
Flächenbelastung	65,9	kg/m²
Leistungsbelastung	3,44	kg/PS
Flächenleistung	19,1	PS/m²
Geschwindigkeit in 5 km Höhe	223	km/h
steigt auf 5 km in	15,3	min
Landegeschwindigkeit	92	km/h
Gipfelhöhe	8,5	km

— The Vickers-Wibault Single-Seat Fighter; The Aeroplane **30**, Nr. 15 vom 14. April 1926, S. 400 bis 401 (4 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, 3 Skizzen, Zahlenang.). *H.*, *E.* 61009.

Flugzeuge. Douglas-OX 2-Beobachtungs-DD, von der Douglas Co., Santa Monica, Cal., im Auftrage der amerikanischen Heeresverwaltung zum Ersatz veralteter Beobachtungsflugzeuge gebaut (vgl. 61011). Allgemeiner Aufbau wie beim Douglas-»World Cruiser«.

Triebwerk im Vorderteil ganz verkleidet, abdeckbarer Tunnel-Kühler unter der Schraubennabe; Abwurftanks unter Rumpfunterseite.

Fahrgestell ohne durchlaufende Achse, V-förmig mit Stoßdämpfer im Vorderstiel, durch dritte Strebe gegen Rumpfmitte abgefangen.

Amtliche Prüfergebnisse:

Flügelfläche		34,4	m²
Motor: Packard 1 A-1500		500	PS
Drehzahl		2065	U/min
Schraubendurchmesser		2,95	m
Leergewicht mit Wasser		1,17	t
Besatzung	173 kg		
Brennstoff	289 kg		
Öl	37 kg		
Ausrüstung	173 kg		
Bewaffnung	99 kg		
daher Zuladung	771 kg	0,77	t
also Fluggewicht		1,94	t
Flächenbelastung		53,5	kg/m²
Leistungsbelastung		3,7	kg/PS
Flächenleistung		14,5	PS/m²

Gemessene Flugleistungen,
auf Normalatmosphäre umgerechnet.

Luftdichte-Verhältnis	Temp.	Flughöhe	Steigflug				Wagerechtflug	
			Geschw.	Drehzahl	nach Zeit	Steiggeschw.	Geschw.	Drehzahl
--	°C	km	km/h	U/min	min	m/s	km/h	U/min
1,000	+ 15	0	140	1800	0,0	6,45	242	2065
0,863	+ 4,5	1,53	145	1800	4,4	5,05	232	2040
0,824	+ 1,5	1,98	146	1800	6,0	4,64	230	2035
0,737	— 4,5	3,05	149	1800	10,3	3,46	222	2005
0,624	— 12,0	4,56	153	1795	19,1	2,25	218	1945
0,502	— 20,0	6,45	159	1770	44,3	0,51	177	1825
0,468	—	7,05	161	1755	—	—	161	1755

— Two American High-Performance Two-Seaters; The Aeroplane **30**, Nr. 15 vom 14. April 1926, S. 399 (1 Sp., 1 Abb., Zahlenang.). *H.* 61010.

Flugzeuge. Curtiss-Falcon-Zweisitzer-Beobachtungs-DD, Muster 0-1, 1924 anläßlich eines Wettbewerbes der amerikanischen Heeresverwaltung zur Auslese von Beobachtungsflugzeugen gebaut. Der Curtiss-Falcon-DD und der Douglas OX 2-DD (vgl. 61010) sind jetzt in größerer Anzahl von der Heeresverwaltung zum Ersatz der alten D. H. 4 B-DD in Auftrag bei den Baufirmen gegeben worden.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, zwei dicht hintereinanderliegende Sitze hinter Tragdeckhinterkante, Führer vorne. Aufbau aus miteinander vernieteten Duraluminrohren, teilweise blechbekleidet, sonst stoffbespannt. Ein festes, zwei bewegliche M.G. auf Drehkranz, Bombenabwurfeinrichtung.

Triebwerk im Vorderteil ganz verkleidet; Stirnkühler unter Schraubennabe; Abwerftanks unter dem Rumpf, Metallschraube.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig; die beiden Flügel sind in Pfeil-Stellung an geradem Mittelteil angesetzt, dieser wird durch zwei ausgekreuzte schräge Spielpaare mit Rumpfoberkanten verbunden; Unterflügel in starker Staffelung seitlich Rumpfunterkanten angesetzt, ein N-Stiel an den Enden; Drahtverspannung. Querruder an allen Flügeln. Holzbauweise mit Duralumin-Beschlägen, Stoffbespannung.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, zeitweiliges Höhenruder, Kielflosse, ausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, gegen Rumpfmitte durch dritte Strebe abgestützt, Stoßfänger: Gummi-Druck-Scheiben im Innern des Rumpfes; keine durchlaufende Achse.

Curtiss-Falcon	Gewöhnliche Ausführung u. Ausrüstung	Ausführung und Ausrüstung bei der amtlichen Prüfung	Maß
Flügelfläche	33,0	33,0	m²
Motor	Curtiss D-12	Packard 1 A—1500	—
Leistung	400	510	PS
Drehzahl	1850	2080	U/min
Luftschraube		Standard steel	—
Schraubendurchmesser		2,95	m
Steigung b. 1,22 m Hbm.		15,5	°
Leergewicht mit Wasser	1,08	1,03	t
Besatzung	164	164	kg
Brennstoff und Öl	344	284	kg
Bewaffnung		99	kg
Ausrüstung	287	173	kg
daher Zuladung	795 kg 0,795	720 kg 0,720	t
also Fluggewicht	1,875	1,750	t
Flächenbelastung	56,8	53,0	kg/m²
Leistungsbelastung	4,7	3,4	kg/PS
Flächenleistung	12,2	15,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	246	248	km/h
„ in 4,5 km	219	226	km/h
Landegeschwindigkeit	101	100	km/h
Steigfähigkeit	6,3		m/s
Betriebsgipfelhöhe	5,7		km
Höchstgipfelhöhe	6,2		km

Gemessene Flugleistungen, bezogen auf Normalatmosphäre.

Luftdichte-Verhältnis	Temp.	Flughöhe	Steigflug				Wagerechtflug	
			Geschw.	Drehzahl	nach Zeit	Steiggeschw.	Geschw.	Drehzahl
—	°C	km	km/h	U/min	min	m/s	km/h	U/min
1,036	+ 5	0	151	1800	0	8,8	248	2080
0,887	— 3	1,53	155	1800	3,2	7,0	244	2060
0,842	— 4	1,98	156	1800	4,3	6,5	242	2055
0,744	— 6	3,05	159	1795	7,4	5,3	237	2035
0,634	— 15	4,57	162	1785	13,2	3,5	226	1990
0,536	— 24	6,1	164	1770	23,4	1,7	212	1910
0,475	— 29	7,15	164	1750	38,8	0,5	190	1810
—	—	7,56	Gipfelhöhe		—	—	164	1735

— Two American High-Performance Two-Seaters; The Aeroplane **80**, Nr. 15 vom 14. April 1926, S. 398 (1 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61011.

Flugzeuge. Avro-Gosport-Schul-DD, Muster 504 R, weicht im allgemeinen Aufbau wenig von den bisherigen Avro 504-Mustern ab. Fahrgestellt ist mit einer mittleren Kufe versehen; Oberdeckmittelstück ist an der Vorder- und Hinterkante zur besseren Sicht bis zu den Holmen ausgeschnitten.

Spannweite	11,00	m
Länge	8,8	m
Höhe	3,1	m
Flügelfläche	29,7	m²
Motor: Gnôme	100	PS
Flugwerkleergewicht	0,322	t
Triebwerkleergewicht	0,170	t
daher Leergewicht	0,492	t
Zuladung	0,269	t
also Fluggewicht	0,761	t
Flächenbelastung	25,6	kg/m²
Leistungsbelastung	7,0	kg/PS
Flächenleistung	3,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	141	km/h
Mindestgeschwindigkeit	57	km/h
steigt auf 1,5 km in	9	min
Dienstgipfelhöhe	4,0	km
Betriebstoffvorrat	90	l

—The Avro Gosport Training Machine; The Aeroplane **60**, Nr. 16 vom 21. April 1926, S. 434 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61012.

Flugzeuge. Fokker-Jagdeinsitzer-Anderthalbdecker Muster P. W. 7. Zahlenangaben nach amtlicher Leistungsprüfung.

Spannweite oben		11,68	m
» unten		6,02	m
Länge		7,29	m
Höhe		2,85	m
Flügelabstand		1,88	m
V-Stellung		0°	
Staffelung		1,09	m
Flügelfläche oben		19,0	m²
» unten		4,3	m²
Gesamtflügelfläche		23,3	m²
Motor: Curtiss D-12		439	PS
Drehzahl		2225	U/min
Luftschraube		Reed-Metall	
Durchmesser		2,64	m
Steigung		2,13	m
Leergewicht einschl. Kühlwasser		1,07	t
Besatzung	82 kg		
Brennstoff	181 kg		
Öl	25 kg		
Ausrüstung	25 kg		
Bewaffnung	98 kg		
daher Zuladung	411 kg	0,41	t
also Fluggewicht		1,48	t

Flächenbelastung	63,7	kg/m²
Leistungsbelastung	3,4	kg/PS
Flächenleistung	18,8	PS/m²
Dienstgipfelhöhe	6,0	km
Rechnungsgipfelhöhe	6,4	km

Gemessene Flugleistungen, auf Normalatmosphäre umgerechnet.

Luftdichte-Verhältnis	Temp.	Flughöhe	Steigflug				Wagerechtflug	
			Geschw.	Drehzahl	nach Zeit	Steiggeschw.	Geschw.	Drehzahl
—	°C	km	km/h	U/min	min	m/s	km/h	U/min
1,067	— 4	0	147,4	1900	0,0	7,37	251,3	2225
0,932	— 15,5	1,52	151,7	1880	3,9	5,64	244,7	2170
0,882	— 16,5	1,98	153,0	1870	5,3	5,01	242,3	2150
0,778	— 17,5	3,05	156,1	1850	9,3	3,90	236,1	2100
0,662	— 26	4,57	160,6	1805	18,0	2,13	223,2	2015
0,555	— 32	6,10	164,8	1743	41,0	0,39	193,4	1840
0,56	— 31	6,00	164,4	1748	37,5	0,50	196,8	1860
—	—	6,43	165,7	1725	—	—	165,7	1725

— *Pleines*, Bericht über die Leistungsprüfung des Fokker P.W. 7-Jagdeinsitzer mit niedrig verdichtetem Curtiss-D-12-Motor: JFW **8**, Nr. 7 vom 1. April 1926, S. 150 bis 153 (8 Sp., 3 Schaub., 1 Skizze, Zahlenang.). *H.* 61013.

Flugzeuge. Wright-Bellanca-Verkehrs-HD, vgl. 60123.

Meßergebnisse:

Führer	72	kg
Brenn- und Schmierstoff	182	kg
Nutzlast	461	kg
daher Zuladung	616	kg
Höchstgeschwindigkeit	218	km/h
Brennstoffverbrauch bei 185 km/h	51,0 l/h,	d. h. 3,6 km l
Brennstoffverbrauch bei 161 km/h	36,8 l/h,	d. h. 4,4 km l
Brennstoffverbrauch bei 126 km/h	28,8 l/h,	d. h. 4,4 km l

Zur genauen Bestimmung des Brennstoffverbrauches wurden zwei Brennstoffgefäße benutzt, aus denen der Motor nach Wahl gespeist werden konnte; bis zum Versuchsbeginn wurde das Benzin des ersten Behälters, während des Versuches das des zweiten und nach dem Versuch wieder das des ersten benutzt.

— Wright-Bellanca Tested; Aviation **20**, Nr. 13 vom 29. März 1926, S. 445 (½ Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61014.

Flugzeuge. Stinson-»Detroiter«-Kabinen-Reise-DD, von E. Stinson, Leiter des Stinson Airplane Syndicate in Detroit entworfen.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. In der Mitte große Kabine mit vier Sitzplätzen, von den die beiden vorderen mit Doppelsteuerung ausgerüstet sind; eigentlicher Führersitz liegt an Backbord; an den Seiten und vorne sind große Fenster eingebaut, so daß vom Führersitz überallhin gute Sicht ist. Stahlrohrbauart mit Stoffbespannung nach den Regeln des Aeronautical Safety Code (vgl. 60702).

Triebwerk gut verkleidet, luftgekühlter Motor mit Reed-Metallschraube, in üblicher Weise am Brandschott aufgehängt.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig, Unterflügel beiderseits Rumpfunterkanten angesetzt. Oberdeckmittelteil baldachinartig; in Ebene der Rumpfseitenwände vorne ein einzelner Stiel, weiter hinten eine umgekehrte, verkleidete V-Strebe. Beiderseits des Rumpfes zwei N-Stiele. Querruder an allen Flügeln. Flügelholme aus Holz, Rippen aus Duraluminblech, Stoffbespannung.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder, Kielflosse und entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig; unter Rumpfmitte gelegener Drehpunkt ist durch vier Streben mit den Angriffspunkten

der V-Streben am Rumpf und durch je eine Strebe mit den Radnaben verbunden; keine durchlaufende Achse. Räder mit Bandbremsen, die einzeln oder gleichzeitig durch die Fußhebel des Seitensteuers mit betätigt werden können. Die Räder waren bei einigen Flügen im Schnee mit Gleitschutzketten ausgerüstet, die sich gut bewährt haben.

Spannweite	10,3	m
Länge	8,5	m
Flügeltiefe	1,8	m
Flügelschnitt	U. S. A. 35 B	
Flügelfläche	31	m²
Motor: Wright-Whirlwind	200	PS
Leergewicht	0,77 t	
Zuladung	0,55 t	
also Fluggewicht	1,32 t	
Flächenbelastung	42,5	kg/m²
Leistungsbelastung	6,6	kg/PS
Flächenleistung	6,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	169	km/h
Mindestgeschwindigkeit	80	km/h
Landegeschwindigkeit	72	km/h
Brennstoffvorrat	290	l
Ölvorrat	26	l

— The Stinson Detroiter Cabin Plane; Aviation **20**, Nr. 13 vom 29. März 1926, S. 448 bis 450 (5 Sp., 6 Lichtb., Zahlenang.). *H.*, *E.* 61015.

Material. Stahl oder Leichtmetall?

I. Forderungen an den Leichtbau: Baustoff a) leicht und doch fest; b) überall bis zur Bruchgrenze ausgenutzt. 1. Zugfestigkeit bezogen auf Wichte (Reißlänge) am besten bei hochwertigem Chromnickelstahl, Duralumin und Elektron; in zweiter Linie geringerer Chromnickelstahl und rostfreier Kruppstahl V 2 A, drittens Siemens-Martin-Stahl und Eisen. Für das Verhältnis der Streckgrenze zur Wichte schneidet nur der Kruppstahl wesentlich anders, nämlich schlechter ab.

2. Druck oder Knickung. Unter der Proportionalitätsgrenze nach Euler, über ihr, bei geringerer Schlankheit, nach Tetmajer; danach kommt entweder das Verhältnis des Elastizitätsmaßes zur Wichte in Frage, und Stahl ist dem Leichtmetall etwas überlegen, oder die Verhältnisse nähern sich denen bei Druck, dann ähnelt die Wertung der unter 1.

3. Örtliche Festigkeit. Leichtmetalle geben bei gleichem Gewicht größere Dicken, also quadratisch höhere Sicherheit gegen Ausbeulen.

4. Dehnbarkeit gleicht Unterschiede in der Belastung der einzelnen Bauglieder aus und macht Vorspannungen ungefährlich. Für Stoßbelastung ist das Arbeitsvermögen wichtig (s. Zahlentaf. 1).

II. Herstellung: 1. Hochwertiger Chromnickelstahl und der Kruppsche Sonderstahl sind schwer zu bearbeiten, S-M-Stahl, Eisen und Duralumin leicht; vor allem letzteres erlaubt hohe Schneidgeschwindigkeit; erstere beiden lassen sich kalt leicht biegen, auch Elektron, Duralumin etwas schwerer, Edelstahl sehr schwer.

2. Verbinden durch Nieten, vor allem durch Schweißen mit möglichst geringem Mehrgewicht: am leichtesten bei Eisen; bei Stahl leidet die Festigkeit, nur der Kruppstahl scheint günstig. Genietete Knotenpunkte werden bei Streben aus festerem Metall leichter.

III. Flugbetrieb: Abnutzung und Anfressung. Elektron vor allem gegen Seewasser empfindlich, in dünnen Stücken auch feuergefährlich. Duralumin läßt sich durch richtige Behandlung, auch durch Anstrich, gegen Seeluft und Seewasser besser schützen als Eisen und Stahl. Eisen und S-M-Stahl rosten leicht, auch unter dem Schutzanstrich; Chromnickelstahl ist etwas beständiger. Krupps Sonderstahl V 2 A ist nahezu rostfrei, von Feuchtigkeit nicht angreifbar.

Zahlentafel 2 zu 61016. Punktwertung der Metalle.

Werkstoff	Flugzeugbau (Festigkeit)				Herstellung		Betriebsdauerhaftigkeit	Punktsumme jedes Werkstoffes
	Zug und Strecken	Druck	örtliche Festigkeit	Bruchdehnung	Bearbeitbarkeit	Verbindbarkeit		
Elektron Z 1	14	12	9	10	16	5	3	69
Duralumin	16	14	9	14	18	5	16	92
Eisen	5	9	4	16	18	10	10	72
S-M-Stahl	8	11	5	14	16	8	10	72
Chromnickelstahl I	12	13	5	11	12	5	11	69
Chromnickelstahl II	16	14	6	9	7	5	12	69
Chromnickelstahl III	19	15	7	7	3	5	13	69
Krupp V2A	10	12	5	19	10	7	25	88
Punktsumme der Wertungsgruppen	100	100	50	100	100	50	100	600

IV. Gegenseitige Bewertung (s. Zahltaf. 2) nach Punkten: 350 für die Festigkeitseigenschaften, 150 für die Bearbeitbarkeit mit Maschine und 100 für die Betriebseigenschaften. Danach ist Duralumin am höchsten bewertet, dann folgt der Kruppsche Sonderstahl, mit großer Dehnung und rostfrei, aber schwer zu bearbeiten und mit geringer Reißlänge; Eisen, Stahl und Elektron sind ungefähr gleichwertig, letzteres zu leicht angreifbar.

Für Bekleidungen ist leichtes Metall überlegen: ein Duraluminwellblech von 3 mm Stärke entspräche 0,11 mm-Stahlblech, das sich so dünn nicht herstellen läßt und durch Rost zu stark geschwächt würde.

Beim Zusammenbau von legiertem Stahl und Duralumin entstehen schädliche Ströme und Anfressungen der

Zahlentafel 1 zu 61016. Festigkeit von Metallen (Mittelwerte).

Werkstoff —	Chemische Zusammensetzung —	Behandlung —	Wichte t/m³	Zugfestigkeit at	Streckgrenze at	Bruchdehnung vH	Elastizitätsmaß t/mm²	Arbeitsvermögen kgm/kg	Reißlänge[1]) km	Strecklänge[2]) km	Dehnungslänge[3]) km
Elektron Z 1	Mg > 90 vH Rest: Zn, Al	gepreßt	1,85	2500	1300	13	4	1240	13,5	7,0	2200
Duralumin	Al: 94—95 vH Cu 4 vH Rest: Si, Mg, Mn	veredelt	2,8	4000	2800	18	7	1930	14,3	10,0	2500
Eisen	C: 0,15 vH	—	7,8	4000	2200	30	22	1080	5,1	2,8	2800
S-M-Stahl	C: 0,4 vH	—	7,8	6000	3300	18	22	1010	7,7	4,2	2800
Chromnickelstahl	C: 0,3—0,5 vH	gehärtet	7,8	8500	6000	15	22	1220	10,9	7,7	2800
	Cr: 0,5—1,5 vH	gehärtet	7,8	10000	8000	12	22	1170	12,8	10,2	2800
	Ni: 2,5—5 vH	gehärtet	7,8	12500	10000	10	22	1130	16,0	12,8	2800
Krupp V2A, rostfrei	C: 0,3 vH Cr: ≈ 20 vH Ni: ≈ 6 vH	gehärtet	7,6	8000	3800	46	22	3420	10,5	5,0	2900

[1]) Zugfestigkeit durch Wichte; [2]) Streckgrenze durch Wichte; [3]) Elastizitätsmaß durch Wichte.

Knoten, weniger zwischen Duralumin und gewöhnlichem Stahl.

Die Kostenfrage ist wegen der wechselnden Metallpreise beiseite gelassen.

— »Ein Deutscher Ingenieur«, Stål eller Lättmetall?; Flygning **4**, Nr. 1, 1926, S. 11 bis 13 (6 Sp., 1 Skizz. eines Mischbauholmes, 1 Schaub. der Knickfestigkeit, 2 Zahltaf. der Eigenschaften und der Wertung von Metallen). *E.* 61016.

Motoren. Junkers-Flugmotoren, Muster L 1a, L 2, L 2a, L 5.

Viertakt-Reihenstandmotoren ohne Getriebe.

Ventile sind hängend angeordnet und werden von oben liegender Steuerwelle betätigt.

Zündung durch zwei Bosch-Magneten, Muster ZH 6.

Umlaufdruckschmierung.

Junkers-Flugmotor	L 1a	L 2	L 2a	L 5	Maß
Länge über alles ohne Nabe . . .	1,115	1,535	1,535	1,750	m
Höhe über alles. .	0,799	1,050	1,050	1,100	m
Breite » » . .	0,700	0,555	0,555	0,555	m
Bohrung	100	150	150	160	mm
Hub	120	180	180	190	mm
Hubraum.	5,65	19,05	19,05	21,9	l
Zylinderzahl . . .	6	6	6	6	—
Verdichtungsverhältnis		1:6,03	1:6,03	1:5,5	—
Gebrauchsleistung .	70	195	230	280	PS
Höchstleistung . .	80	230	265	310	PS
Höchstdrehzahl . .	2000	1550	1550	1550	U/min
Gewicht ohne Nabe, Schraube, Wasser, Öl, Auspuffstutzen und Anlasser.	130	290	285	rd.315	kg
Gewicht der Nabe .	3,5	7,5	8,7	10,2	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch . . .	0,26—0,27	0,23	0,23	0,23	kg/PSh
Einheitsölverbrauch		0,01	0,01	0,01	kg/PSh
Brennstoff	Benzol	Benzol	Benzol	Benzin oder Benzol	—
Kühlung	Luft	Wasser	Wasser	Wasser	—

— Junkers-Flugmotoren L 1a, L 2, L 2a, L 5; Deutsche Motorzeitschrift **6**, Nr. 3 vom März 1926, Typentafeln S. 63 bis 69 (4 S., 5 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61017.

Motoren. Luftgekühlter 400 PS-Neunzyl.-»Wasp«-Sternmotor, gebaut von der Pratt u. Whitney Aircraft Co. unter Leitung von Reutschler und G. Mead.

Zylinder aus Stahl mit gewöhnlichen Kühlrippen, je ein Ein- und Auslaßventil, dessen Öffnung nach hinten zeigt, zwei gegenüberliegende Zündkerzen auf der Vor- und Rückseite.

Gehäuse aus Aluminiumguß, Vorder- und Hinterhälfte werden durch die Zylinderfüße und einige Ankerbolzen zusammengehalten.

Aluminiumkolben mit lose eingesetzten Kolbenbolzen.

Schulstange I-förmig.

Kurbelwelle an drei Stellen auf Kugellagern gelagert, kurz und kräftig; die Kurbelwangen sind mit Gegengewichten zur Entlastung der Lagerdeckel ausgebildet.

Ventile mit langen Schäften im Zylinderkopf hängend angeordnet; die Steuerhebel sind mit ihnen zusammen eingekapselt, die Stoßstangen sind von einem abdichtenden Rohr umgeben.

Alle Hilfsapparate liegen auf der Hinterseite des Gehäuses.

Zündung durch zwei Scintilla-Magnete.

Ein Stromberg-Vergaser.

Eclipse-Anlasser.

Ein Verdichter der General Electric Co. kann im Inneren des Gehäuse-Hinterendes eingebaut werden.

Zylinderzahl	3
Leistung	400 PS
Betriebsgewicht	300 kg

— *R. R.*, L'Italie et les Etats-Unis travaillent le moteur léger (Le Wasp); Les Ailes **16**, Nr. 250 vom 1. April 1926 (1 Sp., 1 Lichtb.). *H.* 61018.

Wettbewerbe. Der französische Dauerwettbewerb für Flugmotoren, bei dem Motoren von 350 bis 450 PS, die gewisse Bedingungen hinsichtlich des Gewichtes und der Schraubenwellenanordnung erfüllen mußten, zugelassen waren, verlangte einen Prüflauf von insgesamt 240 h, der in 30 mal 8 Prüfstunden beendet sein mußte. Jedes Anhalten zu einer Auswechselung, Instandsetzung oder sonstige Unterbrechung wurde gemäß einer bestimmten Punktwertung bestraft; nach ihr zählten gleich: eine als ungültig erklärte Prüfung (im Höchstfalle 9) oder jeder Tag über die 30 zur Prüfung angesetzten Tage hinaus. Eine Vergütung erfolgte auf Grund des Gesamtgewichtes einschließlich des Betriebsstoffverbrauches für 5 h. Sie wurde errechnet aus dem Gesamtverbrauch für die 30 Versuche und vermindert um Strafpunkte für die Größe der Stirnfläche, dargestellt durch das kleinste, alle Hilfsapparate umschließende Vieleck senkrecht zur Schraubenachse.

Es waren zwei Wettbewerbe vorgesehen, ein internationaler Dauerwettbewerb auf Grund der erzielten Summe aus Strafpunkten und Vergütung und ein nationaler Wettbewerb, bei dem der leichteste und wirtschaftlichste Motor auf Grund der erreichten Vergütung preisgekrönt wurde. Als Preise waren vorgesehen ein Preis für den Dauerwettbewerb, zwei für den nationalen Wettbewerb.

Den ersten Preis beider Klassen erhielt der 420 PS-Renault mit unmittelbarem Schraubenantrieb. Nach 18 Versuchen in 18 Tagen erfolgte zur Sicherheit eine Untersuchung, nach der mit 12 Versuchen in 12 Tagen die Prüfung beendet wurde.

Im nationalen Wettbewerb erhielt den zweiten Preis der ventillose 450 PS-Panhard, Muster 12 L. Drei Versuche wurden für ungültig erklärt, 5 Zündkerzen mußten ausgewechselt werden.

Dritter wurde der 420 PS-Renault mit Untersetzung; eine erste Prüfung mit 10 für ungültig erklärten Versuchen scheiterte, die zweite mit 6 ungültigen Versuchen gelang.

Der Lorraine-Dietrich bestand die Prüfung bei einem zweiten Versuch mit 8 ungültigen Einzelversuchen.

Der Farman hätte bei einer zweiten Prüfung vielleicht den 1. Preis erhalten, wenn er sie unternommen hätte. Die erste Prüfung verlief bis zum 23. Versuch ohne Beanstandung des Gehäuses, der Kurbelwelle, der Lager und des Untersetzungsgetriebes, wurde dann aber abgebrochen.

Gemessene Werte.

Motor	Leistung Nenn- PS	Leistung Brems- PS	Gewicht kg	Einheitsbrennstoffverbrauch kg/PSh	Einheitsölverbrauch kg/PSh	Strafpunkte —	Vergütungspunkte —	Preis
Renault ohne Untersetzung	420	411	639	0,239	0,025	3052	575	1.u.1.
Panhard 12 L.	420	446	562	0,221	0,022	10384	2565	2.
Renault mit Untersetzung	420	428	675	0,247	0,0112	32277	594	—
Lorraine-Dietrich. . .	—	382	457	0,235	0,0118	37123	2735	—
Farman . . .	—	363	626	0,248	0,015	—	—	—

— Le concours des moteurs de grande endurance; L'Aéronautique **8**, Nr. 81 vom Febr. 1926, S. 58 bis 59 (3 Sp., Zahlenang.). *H.* 61019.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

11. u. 12. Heft | 28. Juni 1926 | 17. Jahrgang

Die deutsche Luftfahrt auf der Gesolei.

Von Johann Schütte, Berlin.

Mit ganz besonderer Freude hat die WGL dem Rufe Folge geleistet, sich mit einer Luftfahrt-Ausstellung im Rahmen der Großen Ausstellung Düsseldorf 1926 (Gesolei) zu beteiligen, war doch dadurch Gelegenheit geboten, der Bevölkerung der Rheinlande endlich einmal ein Bild von dem Stand der deutschen Luftfahrt zu geben, so daß sich jeder einzelne durch Augenschein von dem überzeugen kann, was auf diesem Gebiete in den letzten Jahren geleistet worden ist.

Abb. 1. Halle der Luftfahrt auf der »Gesolei«. (Architekt B. D. A. Dipl.-Ing. Ed. L. Wehner, Düsseldorf.)

Bisher war das nicht möglich, denn es war nicht nur jede sportliche Veranstaltung innerhalb der 50 km-Zone untersagt, sondern auch der Luftverkehr, der gerade in Deutschland eine so glänzende Entwicklung durchgemacht hatte, und durch das Diktat von Versailles und die Londoner Begriffsbestimmungen außerordentlich behindert, ja fast unmöglich gemacht wurde, blieb in den Rheinlanden gänzlich verboten. So bestand keinerlei direkte Verbindung mit der deutschen Luftfahrt. Nun soll Düsseldorf als alte rheinische Stadt durch die Ausstellung die Fühlung wieder aufnehmen Daß es gerade Düsseldorf ist, soll für uns alle eine gute Vorbedeutung sein, ist doch kaum eine Stadt von jeher so eng mit der deutschen Fliegerei verknüpft gewesen, wie diese. Schon im Jahre 1910 errichtete dort die Delag den ersten Luftschiffhafen und eine Luftfahrt-Ausstellung, die im November-Dezember 1911 im dortigen Kunstpalast stattfand. Sie gab Zeugnis von dem großen Interesse, das Stadt und Bevölkerung der Sache entgegenbrachten. Auch der Freiballonsport fand dort stets eine ausgezeichnete Förderung. Man muß dankbar anerkennen, daß die Leitung der Gesolei zusammen mit der Stadt Düsseldorf es ermöglicht hat, daß auch diese neue Ausstellung der WGL dort wieder zustandekommen, und damit der Beweis erbracht werden konnte, daß getreu alter Überlieferung in Düsseldorf der deutschen Luftfahrt eine neue Heimat geschaffen ist.

Haupt-Festplatz

Rheinseite

Halle 84c

Original Flugzeuge

Luftverkehr u. Statistik

Büro

Werdegang des Flugzeuges

Jnstrumente

Luftschiffe

Luftfahrt Literatur

Luftbild

Werdegang d. Fliegers

Freiballon

Mediz. Forsch.

Segelflug

Abb. 2.

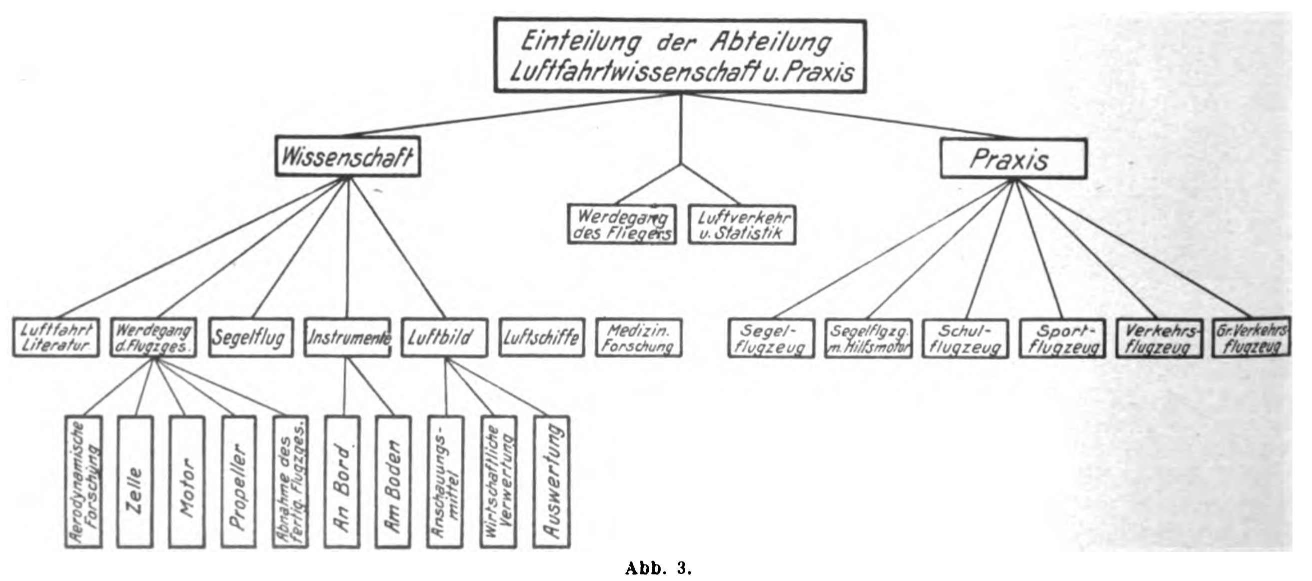


Abb. 3.

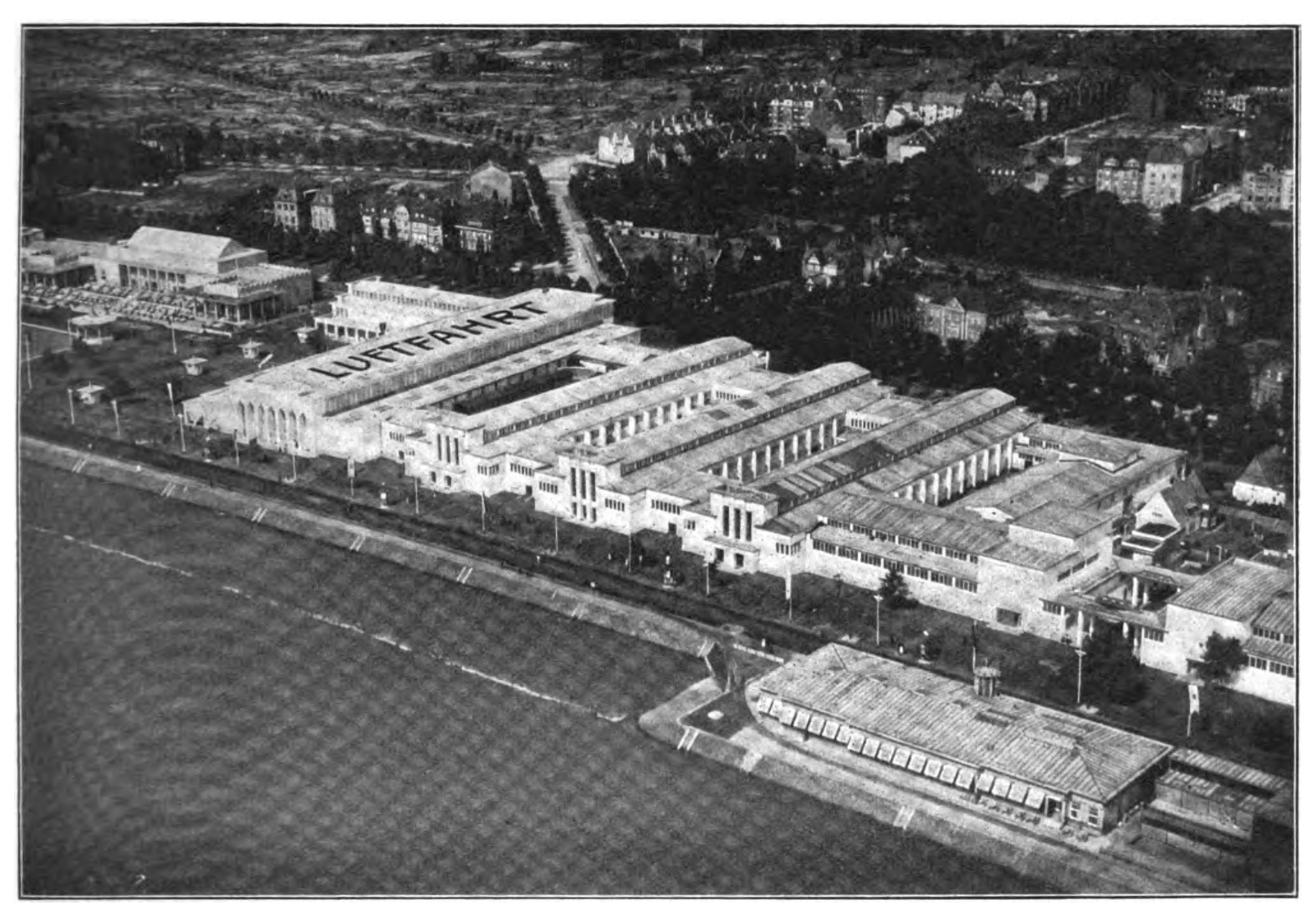


Abb. 4. Halle der Luftfahrt auf der »Gesolei«. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H.

Die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« auf der »Gesolei«, Düsseldorf 1926.

Von G. Krupp, Berlin.

Im Rahmen der Großen Ausstellung, Düsseldorf 1926 (Gesolei), veranstaltet die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.« (WGL), Berlin, eine Sonderausstellung unter dem Namen »Luftfahrt-Wissenschaft und Praxis« Sie will damit ganz besonders der Bevölkerung der bisher besetzten Gebiete, von denen die deutsche Luftfahrt bis jetzt zwangsweise ferngehalten wurde, Gelegenheit geben, sich über den heutigen Stand der deutschen Luftfahrt zu unterrichten. Nicht ein beschränktes Teilgebiet, nicht die engumgrenzte Tätigkeit eines Vereins soll vor Augen geführt werden, sondern all die mannigfachen Zweige der Wissenschaft und Praxis, die das gesamte Gebiet des Flugwesens betreffen. Dazu gehört nicht nur der Bau von Luftfahrzeugen und die damit zusammenhängende theoretische und Forschungsarbeit, sondern auch die umfangreiche Industrie, die sich mit der Herstellung der verschiedensten Instrumente und Geräte befaßt, sowie das reiche Betätigungsfeld, das durch die vielseitige Nutzbarmachung des Flugzeuges geschaffen wurde, und von dem hier vor allem an die ausgedehnten Anwendungsmöglichkeiten der Luftaufnahme gedacht sei.

Die WGL ist ganz besonders in der Lage, die Ausstellung in diesem Sinne großzügig zu gestalten, da sie frei ist von allen Bindungen örtlicher Natur und in steter Berührung steht mit allen wissenschaftlichen und industriellen Kreisen, die in irgendwelcher Form an der Förderung der Luftfahrt beteiligt sind. Liegt doch gerade eine der Hauptaufgaben der WGL darin, daß sie den Hochschullehrer und den Ingenieur, den Aerodynamiker und den Flugzeugbauer, den Physiker und den Instrumentenfachmann in ihre Reihen aufnimmt und sie alle einander näherbringt, damit sie zusammenkommen, um sich gegenseitig zu befragen und Anregungen auszutauschen, Probleme zu stellen und Lösungen zu suchen. Sind dann solche Lösungen gefunden, so werden sie vorgetragen, begründet und kritisiert und unter Umständen auch verworfen, aber in jedem Falle werden sie ein reiches Maß an neuer Erkenntnis vermitteln, und diese wird hinausgetragen in Büro und Werkstatt und dort Früchte bringen, zum Wohle der deutschen Luftfahrt. Aber auch die vielen, die nicht in der Lage sind, an den Vorträgen und Aussprachen der Gesellschaft persönlich teilzunehmen, sollen Gelegenheit haben, davon Kenntnis zu nehmen und sich auch selbst dazu zu äußern. Zu diesem Zwecke gibt die WGL, außer ihrem Jahrbuch »Berichte und Abhandlungen der WGL«, die »Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt« (ZFM) heraus, die sich auf breiteste Basis stützt und dadurch von ganz besonderer Bedeutung geworden ist. Wie in der WGL, so sind auch in ihrer Zeitschrift Theorie und Praxis gleichermaßen zu Hause, und darin liegt ihr hoher Wert. Während viele Fachzeitschriften irgendeinen Teil, z. B. den sportlichen, besonders bevorzugen, läßt die ZFM gemäß ihrem eigentlichen Zweck und entsprechend den Grundsätzen ihrer Herausgeber allen Gebieten gleiches Recht zukommen.

Diese Gesichtspunkte waren auch maßgebend für den Aufbau der Ausstellung. Der Besucher soll fühlen, daß hier nicht eine Einzelfirma oder ein einzelner Verein als Veranstalter auftritt, sondern daß sie alle in ihrer Gesamtheit erscheinen und nach außen hin Zeugnis ablegen von dem einmütigen Zusammenwirken in den Reihen der WGL, wie es oben schon geschildert wurde.

Die Ausstellung gliedert sich in folgende Gruppen: Werdegang des Flugzeuges, Instrumente, Luftschiffe, Segelflug, Werdegang des Fliegers, medizinische Forschung, Luftbild, Luftfahrtliteratur, Luftverkehr und Statistik und eine Zusammenstellung von Originalflugzeugen, so daß jeder Besucher Gelegenheit hat, einen Überblick über das Gebiet des deutschen Flugwesens zu erlangen (s. Abb. 1—10).

Abb. 5. Hauptfestplatz der »Gesolei«. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H.

Abb. 6. Ausstellungshallen der »Gesolei«. Aerokartographisches Institut A.G., Breslau.

Abb. 7. Ehrenhof und Ausstellungshallen der »Gesolei«. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H.

Abb. 8. Feuerwehrturm und Rheinterrassen auf der »Gesolei«. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H.

Abb. 9. Rheinhalle (Planetarium) und Kunstpalast auf der »Gesolei«. Aerokartographisches Institut A G., Breslau.

Abb. 10. Vergnügungspark auf der »Gesolei«. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H.

Ein Rundgang durch die Luftfahrt-Ausstellung der WGL.

Von G. Manigold, Berlin.

Abteilung 1. Werdegang des Flugzeugs.

Bearbeiter: Prof. Dr.-Ing. Hoff, Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof.

Wir wollten mit der Ausstellung in erster Linie bezwecken, das Verständnis des Laien für das Flugzeug und das ganze Flugwesen zu fördern und zu vertiefen, damit es niemanden mehr gibt, der etwas Fremdes, Eigenartiges darin findet, wenn er hoch oben unter weißen Wolken so einen großen glänzenden Vogel seine Kurven ziehen sieht. Es soll ihm ganz natürlich erscheinen, ja fast selbstverständlich, und er soll ein Verlangen in sich fühlen, sich auch dem Flugzeug und dem Flugzeugführer anzuvertrauen und einmal das Glück zu empfinden, frei zu sein von allem Irdischen und herabzusehen auf den bunten Teppich von Wäldern, Wiesen und Seen. Dann genügt es natürlich nicht, wenn man nur das fertige Flugzeug hinstellt, so daß er Farbe und äußere Form sehen kann, sondern wenn man mit einer Sache richtig vertraut werden will, muß man den inneren ganzen Aufbau erkennen und verstehen lernen. Was wäre dazu geeigneter, als einmal den »Werdegang des Flugzeugs« vor Augen zu führen? Zwar reicht leider der Platz nicht aus, um bis ins einzelnste zu gehen, das würde vielleicht auch nur verwirren, aber in großen Zügen soll wenigstens ein Bild gezeichnet werden, das auch dem Unkundigsten verständlich wird (s. Abb. 1). Dank der tatkräftigen Unterstützung der ganzen deutschen Flugwissenschaft und Industrie konnte reiches Material gesammelt werden, um die einzelnen Stufen der Entwicklung durch schöne Musterbeispiele zu erläutern.

Die Darstellung des Werdegangs beginnt mit der Gruppe »Aerodynamik«, die sich in erster Linie mit dem Verhalten von Körpern bei der Bewegung durch die Luft befaßt. So ermittelt sie z. B. den Einfluß, den die Formgebung eines Körpers auf den Widerstand ausübt, den er einer Bewegung durch die Luft entgegensetzt und man ist dabei auf gewisse günstigste Formen gekommen, die im Vergleich zu anderen nur einen ganz kleinen Luftwiderstand haben.

Die aerodynamische Versuchsanstalt in Göttingen (unter Prof. Prandtls Leitung) hat hierüber interessantes Material zur Verfügung gestellt. So sehen wir zwei Körper einander gegenübergestellt, die, von vorne angeblasen, gleichen Luftwiderstand haben, aber ganz verschiedene Größe. Sie bestehen aus einer kleinen Scheibe von 5 cm Durchmesser und einem Kupferkörper von der Form etwa, die das letzte Zeppelinluftschiff LZ 126 hatte, das nach Amerika flog, mit einem größten Durchmesser von 27 cm. Diese sog. Stromlinienform, der sich die Stromlinien der vorbeistreichenden Luft am besten anpassen können, stellt die für den Luftwiderstand günstigste dar und ist daher von grundlegender Bedeutung für den ganzen Flugzeugbau. Wir werden im weiteren Verlauf des »Werdegangs« immer wieder dieser Form begegnen. — Daß der Aerodynamik auf zahlreichen Gebieten Aufgaben erwachsen, sehen wir an einer großen Anzahl von Modellen und auch aus den Tafeln, doch wollen wir uns hier auf die beschränken, die speziell den Flugzeugbau betreffen. Da finden wir eine Anzahl von Flugzeugmodellen, die folgenden Zweck haben: Hat sich der Konstrukteur ein Bild davon gemacht, wie er ungefähr sein Flugzeug bauen will, so fertigt er sich zunächst ein Modell an, das dann auf seine ganzen Widerstandsverhältnisse hin untersucht wird. Es würde allerdings erhebliche Schwierigkeiten machen, wollte man das Modell mit der erforderlichen Geschwindigkeit durch die Luft bewegen und dabei die auftretenden Kräfte messen. Deshalb kehrt man den Vorgang um und hält das Flugzeug fest, während man die Luft dagegen bewegt. Die Hauptsache ist ja nur, daß der Geschwindigkeitsunterschied zwischen Modell und Luft vorhanden ist. Man verwendet dazu einen Windkanal, in dem das Flugzeugmodell an dünnen Drähten aufgehängt wird, die man dann an eine Wage führt und in dem man durch große Ventilatoren den Luftstrom erzeugt. In der gleichen Weise werden auch einfache Tragflächen untersucht, um ihnen solche Formen geben zu können, die einen möglichst großen Auftrieb zur Folge haben, d. h. die möglichst viel zu tragen vermögen, während der schädliche Widerstand möglichst gering bleiben soll. Aus den Tafeln, sowie auch aus dem großen Diapositiv in dem ersten Wandkasten oberhalb der Modelle ist der Windkanal und die Art und Weise der Modellaufhängung gut ersichtlich. (s. Abb. 2).

Wie wichtig gerade die aerodynamische Untersuchung am Modell ist, kann man ermessen, wenn man sich überlegt, was an Motorkraft und damit an Geld gespart werden kann, wenn die zu überwindenden schädlichen Luftwiderstände auf ein Mindestmaß herabgedrückt werden.

Als zweite Stufe der Entwicklung ist dann die konstruktive Durchbildung des Flugzeugs anzusprechen. In die ermittelte äußere Form sind der Motor, die einzelnen Räume und Einrichtungen hineinzubauen und dem Ganzen ist die erforderliche innere Festigkeit zu geben. Das muß natürlich alles erst zeichnerisch gelöst sein, und das zweite große Diapositiv an der Wand gewährt einen Blick in den Konstruktionssaal einer Flugzeugfabrik.

Bevor man an den Bau des Flugzeuges gehen kann, sind jedoch noch weitere Vorarbeiten nötig. Man muß die Baumaterialien, Holz und Metall, die man zu verwenden gedenkt, einer genauen Prüfung unterziehen. Zunächst entnimmt man kleine Probestäbe, die man in Zerreißmaschinen auf Zug beansprucht bis zum Zerreißen des Stabes, indem man gleichzeitig Formänderung, erforderliche Kraft usw. ermittelt. Das gleiche macht man bei Druck-, Biegungs-, Knick- und Verdrehungsbeanspruchungen. Außerdem prüft man die Bearbeitbarkeit, Verhalten gegen Witterungseinflüsse und noch vielerlei andere Eigenschaften. Hat man sich auf Grund dieser Proben das Material ausgesucht, so geht man einen Schritt weiter und fertigt einzelne Bauteile an. Darnach prüft man von neuem die Eigenschaften des Materials und vor allem auch das Verhalten von Körpern, die aus einzelnen Stücken zusammengesetzt sind, sowie die Brauchbarkeit des Verbindungsmaterials. Hervorragende Beispiele für diese Arbeiten haben die Materialprüfungsanstalt der Technischen Hochschule Stuttgart (Prof. Baumann), das mechanisch-technische Laboratorium der Technischen Hochschule München (Prof. L. Föppl), die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt und zahlreiche Flugzeugfirmen zur Verfügung gestellt (s. Abb. 2). Es tritt deutlich in Erscheinung, wie von hier ab der Werdegang gleichmäßig für Holz- wie für Leichtmetallbau verfolgt werden kann. Von der Auswahl des Rohmaterials bis zum fertigen Flugzeug bleiben alle Stufen gemeinsam, weshalb wir auch jeweils Beispiele für beide Bauweisen unmittelbar zusammengelegt haben.

In der Flugzeugfabrik beginnt nun im Anschluß an die Beendigung der Vorarbeiten der Materialprüfung der Bau des Flugzeugs gleichzeitig in allen Abteilungen. Wir wollen jedoch zunächst den Flächenbau betrachten.

Die Tragflügel werden im allgemeinen so gebaut, daß zwei kräftige Längsträger, sog. Holme, in gewissen Abständen durch Rippen verbunden werden. Dabei sind die Holme von verschiedenem Querschnitt, wie aus den zahlreichen Mustern, z. B. der Arado-Handels-G. m. b. H., Werft Warnemünde, ersichtlich ist und auch die Rippen, die dem Flügel die gewünschte äußere Form, das »Profil«, geben, sind in mancherlei Gestalt vertreten (s. Abb. 3 u. 6). In einem Punkte gleichen sie sich alle, nämlich in der schwach gewölbten Mittellinie, die ihre hohle Seite nach unten kehrt. Damit ist gleichzeitig auf die allgemeinste Form der Tragflügel überhaupt hingewiesen, die Otto Lilienthal als oberstes Gesetz für den Flügel bereits erkannt hat. Die Form um die Mittel-

Abb. 1. »Werdegang des Flugzeuges«: Gesamtansicht.

Abb. 2. »Werdegang des Flugzeuges«: Aerodynamik und Materialprüfung.

Abb. 3. »Werdegang des Flugzeuges«: Flächenbau.

Abb. 4. »Werdegang des Flugzeuges«: Rumpfbau, Fahrgestell, Motoren.

Abb. 5. »Werdegang des Flugzeuges«: Abnahmeprüfungen.

Abb. 6. »Werdegang des Flugzeuges«: Flächenbau, Rumpfbau, Motoren.

linie herum, d. h. ob man dickes oder dünnes Profil anwendet, wird durch die verschiedensten Umstände bestimmt, z. B. ist die Wahl des Profils abhängig vom Zweck des Flugzeugs, ob es auf schnelles Steigen, große Geschwindigkeit oder große Tragfähigkeit gebaut werden soll, dann ob im Flügel irgendwelche Behälter oder Räume untergebracht werden sollen usw. Neben dem Profil ist aber auch die Bauweise der Rippen verschieden. So finden wir neben dem gewöhnlichen Doppel-T-Querschnitt auch Kastenrippen, die an der Flügelwurzel hauptsächlich verwendet werden. Ein weiterer wichtiger Bestandteil des Flügels ist die Innenverspannung. Durch eingezogene und stark angespannte Stahldrähte wird dem Holzverband eine außerordentlich große Festigkeit gegeben. In dem Flügelschnitt eines Junkersflugzeuges haben wir ein sehr gutes Beispiel dafür, daß man auch davon abweichen kann, zwei Holme zu verwenden, indem man diese gewissermaßen in mehrere Holme auflöst. Man kann verschiedene Gründe dafür heranziehen, muß sich aber immer vor Augen halten, daß das Gewicht des Tragflügels auf einem äußersten Minimum gehalten werden muß. Wie weit man in den Versuchen zur experimentellen Bestimmung der Festigkeit geht, zeigt ein sehr interessantes Ausstellungsstück der Flugzeugwerke Raab-Katzenstein, Cassel-B. Es ist das ein auf einem Bock befestigter Tragflügel, der bis zum Bruch mit Sand belastet wurde. Bemerkenswert ist dabei, daß er eine Last aushielt, die dem 14,5fachen Betrag des Flugzeuggewichtes entspricht. Diese Tatsache, sowie die eingehenden Festigkeitsprüfungen überhaupt, sollten dem Laien schon allein ein unbedingtes Vertrauen zum Flugzeug einflößen.

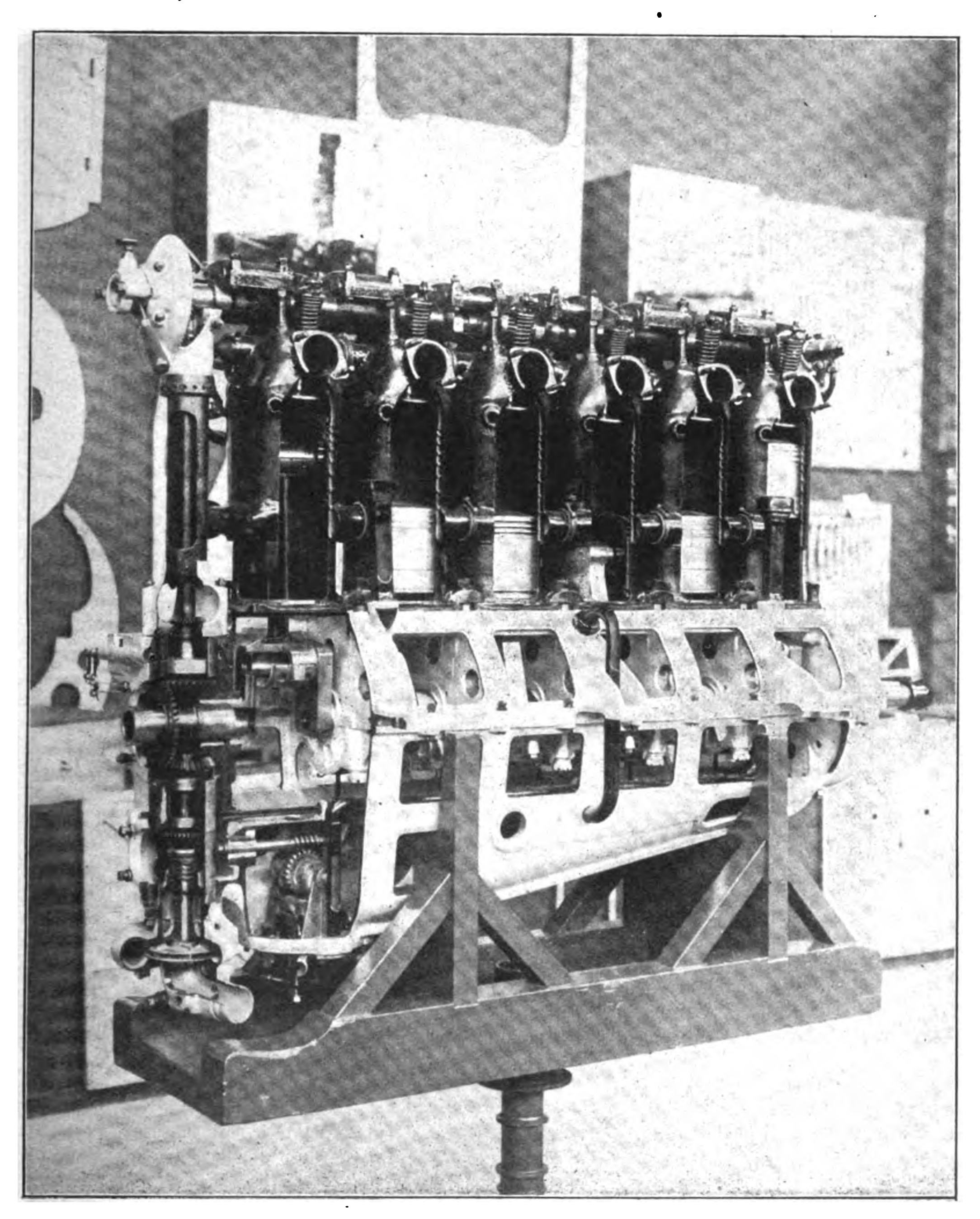


Abb. 7. »Werdegang des Flugzeuges«: Mercedes 160 PS aufgeschnitten.

Während der Junkersflügel ausschließlich aus Duralumin besteht, haben wir in dem ausgestellten Elektronflügel ein Beispiel für gemischte Bauart, indem ein Teil der Außenhaut durch Stoffbespannung ersetzt ist.

Der Bau einer Steuerfläche wird durch ein Holzseitenruder der Firma Focke-Wulf und ein Metallhöhenruder des Udet-Flugzeugbaues in anschaulicher Weise vor Augen geführt.

Abb. 8. Wetterinstrumente.

Abb. 9. Bordinstrumente.

Abb. 10. »Luftschiffe.«

Abb. 11. »Luftschiffe.«

Flugzeuge, die zwei Tragdecks übereinander besitzen, heißen Doppeldecker. Meist werden dann dazwischen Streben eingesetzt und durch Auskreuzen mit Spannkabeln wird die Festigkeit erhöht. Diese Streben dürfen natürlich nur möglichst wenig Luftwiderstand besitzen, weshalb man auch hier die Regeln der Aerodynamik anwendet und ihnen einen Querschnitt gibt, der dem eingangs erwähnten Körper geringsten Widerstandes entspricht. Zur Erläuterung dienen hierfür die ausgestellten Streben und besonders auch die drei Querschnitte.

An den Stellen, an denen die Streben am Flügel angreifen oder an denen Steuerflächen angelenkt sind usw., werden »Beschläge« aus Blech angewendet, für die auch einige Beispiele vorhanden sind. Zum Überziehen der Trag- und Steuerflächen und anderer Flugzeugteile verwendet man neben dünnem Leichtmetallblech oder Sperrholz vor allem Leinwand, die aus Flachs hergestellt wird. Die Firma Kisker, Bielefeld hat einige Proben zu Verfügung gestellt, aus denen die Entwicklung vom Rohflachs bis zur Leinwand ersichtlich ist. Der Stoff wird nach dem Bespannen »getränkt«, damit er luft- und wasserdicht wird und gleichzeitig straff und von glatter Oberfläche, damit er möglichst wenig Reibung mit der vorbeistreichenden Luft verursacht.

Wenden wir uns nun der nächsten Stufe, dem »Rumpfbau«, zu. Man unterscheidet verschiedene Bauarten. Die für den Holzrumpf gebräuchliche Form der Sperrholzverkleidung, die Stahlrohrrümpfe mit Stoffüberzug und die Ganzmetallrümpfe. Allen ist aber eine Grundform eigen, die darin besteht, daß eine Reihe von Spanten (s. Abb. 3, 4 u. 6), die die äußere Gestalt des Rumpfes bestimmen, durch Längsholme verbunden werden. Die Spanten können entweder massiv und aus dem Vollen geschnitten sein oder als Fachwerk ausgebildet werden. Man nennt sie dann gebaute Spanten. Das Fachwerk wird aber beiderseits mit Sperrholz verkleidet, so daß sie sich nicht dem Aussehen, wohl aber dem Gewicht nach unterscheiden. Ihre Anwendung richtet sich jeweils nach der an der betreffenden Stelle auftretenden Beanspruchung. Am stärksten müssen natürlich die Motorspanten ausgeführt sein, und wir finden zahlreiche Musterbeispiele von Focke-Wulf und von Heinkel. Besonders interessant ist ein Kielflächenspant der Heinkel-Flugzeugwerke, der in seinem unteren Teil den Rumpfquerschnitt und im oberen Teil den Querschnitt der Kielfläche erkennen läßt. Daß man aus Sicherheitsgründen einen Holzspant, der unmittelbar hinter dem Motor liegt, mit Blech beschlägt, zeigt ein Beispiel von Focke-Wulf, während wir in dem Motoreinbau von Udet Flugzeugbau ein Muster für die Verwendung eines ganzen Metallbauteiles am Holzrumpf haben. Auch hier liegt der Grund in der Sicherung gegen Brandgefahr. Für die Klasse der Ganzmetallflugzeuge sind einige Spanten von der Firma Rohrbach vertreten, sowie ein Rumpfendstück des Junkers-Postflugzeugs A 20. Daran ist deutlich die kräftige Bauart zu sehen, die dieser Teil des Rumpfes erfordert, da er ja nicht nur die direkten Drücke der Steuerflächen, sondern auch die Stöße des Sporns, hauptsächlich bei der Landung, aufzunehmen hat.

Die bei dem Bau der Tragflügel schon erwähnten Spanndrähte finden teilweise auch im Rumpfbau und an anderen Stellen des Flugzeugs Verwendung. Man gebraucht sie stets so, daß man sie unterbricht und ein Spannschloß einsetzt, um jederzeit die richtige Spannung einhalten zu können. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt hat eine Sammlung von Spannschlössern zur Verfügung gestellt und gleichzeitig Gelegenheit genommen, daran den Erfolg einer durchgeführten »Normung« zu veranschaulichen (s. Abb. 6). Unter »Normung« versteht man die allgemeine Einführung bestimmter Maße als Normalmaße für irgendeinen Gegenstand. Man sieht an diesem Beispiel, daß vor der Normung eine Unmenge verschiedener Größen und Sorten von Spannschlössern im Gebrauch waren, was nicht nur für jede Reparaturwerkstatt, sondern vor allem auch für die Ersatzteillager ungeheuer erschwerend war. Diese Riesenzahl verringert sich nach der Normung auf ganz wenig Exemplare, die in passende Größen eingeteilt sind und leicht auf Lager gehalten werden können. Um die Vorteile der Normung restlos ausnützen zu können, sind die technisch-wissenschaftlichen Kreise ernstlich bemüht, auf allen Gebieten eine möglichst weitgehende Normung durchzuführen.

Im weiteren Verlauf des Werdeganges finden wir dann eine Reihe von Einzelteilen ausgestellt, die bei der Fertigstellung des Rumpfes diesem als selbständige Teile beigefügt werden. So zunächst das Fahrgestell, das aus den am Rumpf befestigten Streben besteht, die wieder stromlinienförmigen Querschnitt haben, der Flugzeugachse, evtl. noch einer Hilfsachse, der Federung und den Rädern. Die Federung besteht aus Gummischnüren, die so um Streben und Achse gewickelt werden, daß die Last des Flugzeugs gewissermaßen in den Schnüren hängt. Die Federung kann jedoch auch in eine Strebe selbst gelegt werden, indem man diese unterbricht und die Gummizüge dazwischen schaltet. Durch die Luftreifen der Räder wird die Federwirkung noch erhöht.

Die Räder sind meistens Drahtspeichenräder, bei denen die Speichen durch Stoffüberzug verdeckt sind, doch finden wir auch ein Scheibenrad aus Elektronmetall ausgestellt. An einem Modell der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt wird gezeigt, in welcher Weise die Räder auf Festigkeit geprüft werden, unter Annahme des Falles, daß das Flugzeug schräg aufsetzt und das eine Rad dann schief beansprucht wird (s. Abb. 4).

Soll das Flugzeug auf dem Wasser schwimmen, so muß man statt des Fahrgestelles ein Schwimmergestell anbringen, so daß das Flugzeug auf den Schwimmern ruht. Die Schwimmer sind bootähnliche Hohlkörper aus Holz oder Metall, die in verschiedene, wasserdicht voneinander getrennte Räume eingeteilt sind, damit bei evtl. Beschädigungen nicht der ganze Schwimmer voll Wasser läuft. Ein Musterbeispiel dafür, wie auch für eine Schneekufe haben die Albatros-Werke zur Verfügung gestellt (siehe Abb. 3). Die Schneekufen verwendet man im Winter in schneereichen Gegenden an Stelle der Räder am gewöhnlichen Fahrgestell.

Am hinteren Ende des Rumpfes befindet sich der Sporn, der den Zweck hat, Rumpf und Steuerflächen vor Beschädigung durch Bodenberührung zu schützen und nach der Landung, beim Auslauf eine leichte Bremswirkung auszuüben. Er besteht im allgemeinen aus einem Schaft, der federnd am Rumpfende angebracht ist und an dessen unterem Ende aus einem Spornschuh, der nach größerer Abnützung leicht ausgewechselt werden kann. Der Sporn ist ebenfalls in seinen Einzelteilen, sowie auch fertig zusammengebaut, ausgestellt.

Zur Betätigung der Ruder dient meist ein »Steuerknüppel«, von dem aus Kabel an die an den Rudern angebrachten Steuerhebel geführt werden. Alle Umlenkungen der Kabel erfolgen an gut gesicherten Seilrollen. Durch Vor- und Rückwärtsbewegung des Handgriffes am Knüppel wird das horizontal liegende Höhenruder betätigt und zwar so, daß ein Anziehen des Knüppels ein Steigen des Flugzeugs zur Folge hat. Bewegt man den Knüppel nach links oder rechts, so schlagen die an den Flügelenden angebrachten Querruder gegensinnig nach oben und unten aus. Neigt sich das Flugzeug z. B. nach rechts, so drückt man den Knüppel etwas nach links, so daß sich das rechte Querruder nach unten, das linke nach oben neigt, wodurch das Flugzeug in die normale Lage zurückgeführt wird. Oftmals ist die Seitenbewegung des Knüppels durch ein drehbares Handrad ersetzt. Das senkrechte Seitensteuer wird durch Pedale oder Fußhebel betätigt. Für alle diese Steuerungsteile liegen anschauliche Beispiele vor.

Die endgültige Fertigstellung und Montage des Flugzeugs können wir an dieser Stelle nicht mehr vorführen, da der Platz dazu nicht ausreicht. Wir wollen uns daher alle Teile zusammengebaut denken, so daß das Flugzeug ohne den Motor fertig dasteht. Dann können wir

Abb. 12. »Segelflug«. — Segelflugzeug »Pegasus«.

Abb. 13. Freiballon.

als Fortsetzung des Werdegangs und als Schluß die Abnahmeprüfung durch die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, e. V., Adlershof bei Berlin, betrachten. Dort wird die ganze Berechnung, die dem Bau zugrunde gelegt wurde, nachgeprüft und durch praktische Versuche die Festigkeit der Konstruktion geprüft. Das letzte Diapositiv an der Wand stellt eine Belastungsprüfung der Tragflügel bei einem Dietrich-Flugzeug dar. Man geht dabei so vor, daß man die Flügel mit Sand belastet, entsprechend der Wirkungsweise der Luftkräfte in den verschiedenen Flugfällen. Wir finden die Art der Belastung dargestellt an vier einzelnen Flügelmodellen für Abfangen, Gleitflug, Sturz- und Rückenflug. Ein Beispiel dafür, daß die Prüfungen durch die bauende Firma selbst auch schon vorgenommen werden, haben wir in dem bereits erwähnten Flügel der Raab-Katzenstein-Werke vor uns und ebenso auch in der Aufnahme einer Belastungsprüfung bei den Udet-Werken.

Ein weiteres Modell der DVL zeigt uns die Art und Weise, wie die Verbundwirkung eines Flügelgerippes geprüft wird. Unter Verbundwirkung versteht man die Fähigkeit der Rippen, einen Teil der auf einen Holm allein wirkenden Last auf den schwächer belasteten anderen Holm zu übertragen. Das ist äußerst wichtig, da sich die Luftkräfte keineswegs gleichmäßig über die Fläche verteilen, wie das ja auch aus den vier Belastungsmodellen ersichtlich ist. Eine Anzahl Tafeln geben die Versuchsergebnisse wieder, die man mit Holmen und Rippen verschiedener Querschnitte erzielt hat (s. Abb. 5).

Der zur Verfügung stehende Platz reichte leider nicht aus, um die Triebwerkanlage des Flugzeugs in einem ähnlichen »Werdegang« vor Augen zu führen, und wir müssen uns im wesentlichen darauf beschränken, fertige Teile zu zeigen. Unter der Triebwerkanlage versteht man den Motor, die Kraftstoff-, Schmierstoff- und Kühlwasseranlagen, sowie den Propeller, durch den die Motorkraft in Vortriebskraft umgewandelt wird.

Neben einigen interessanten Gußteilen aus Elektron, z. B. Ober- und Unterteil eines Motorgehäuses und einigen kleinen Einzelteilen, wie Pumpen und Vergaser im Schnitt, sind die ausgestellten Flugmotoren von besonderem Interesse (s. Abb. 4 u. 6). Zunächst finden wir die typischen Vertreter der luftgekühlten Motoren, und zwar einen Umlaufmotor von Siemens & Halske, Sh 3 mit 11 Zylindern und gegenläufiger Kurbelwelle, d. h. die Kurbelwelle dreht sich entgegengesetzt wie Motorgehäuse mit Propeller. Man erreicht damit eine hohe Relativdrehzahl des Motors und damit hohe Leistung bei geringer absoluter Drehzahl des Motors und Propellers. Der Motor ist teilweise aufgeschnitten, so daß die Wirkungsweise leicht verfolgt werden kann. Als zweiter Motor ist zu dieser Gruppe der Siemens-Siebenzylinder-Sternmotor Typ Sh 11 zu zählen. Dieser ist, im Gegensatz zum ersten, ein Standmotor, bei dem der Zylinderstern fest am Rumpf liegt, während sich die Kurbelwelle mit dem Propeller dreht. Er leistet 77 bis 84 PS. Die sternförmige Anordnung der Zylinder hat man bei diesen Motoren deshalb gewählt, daß der Fahrtwind ungehindert die Außenflächen der Zylinder bestreichen kann, so daß eine wirksame Kühlung erreicht wird. Im Gegensatz zu dieser Anordnung steht der luftgekühlte Junkers-Motor L 1a. Bei ihm ist die Anordnung der Zylinder dem Vorbild der wassergekühlten Motoren entnommen, d. h. sie stehen in einer Reihe hintereinander. Da genügt natürlich die einfache Kühlung durch den Fahrtwind nicht mehr, da ja nur der vordere Zylinder direkt dem Luftstrom ausgesetzt ist. Deshalb ist ein Blechgehäuse um die ganzen Zylinder gelegt, die mit senkrechten Kühlrippen versehen sind. Vorne wird das Gehäuse durch ein Schaufelrad abgeschlossen, das hinter dem Propeller liegt und sich mit diesem dreht, wodurch ein Luftstrom entsteht, der nunmehr zwangläufig

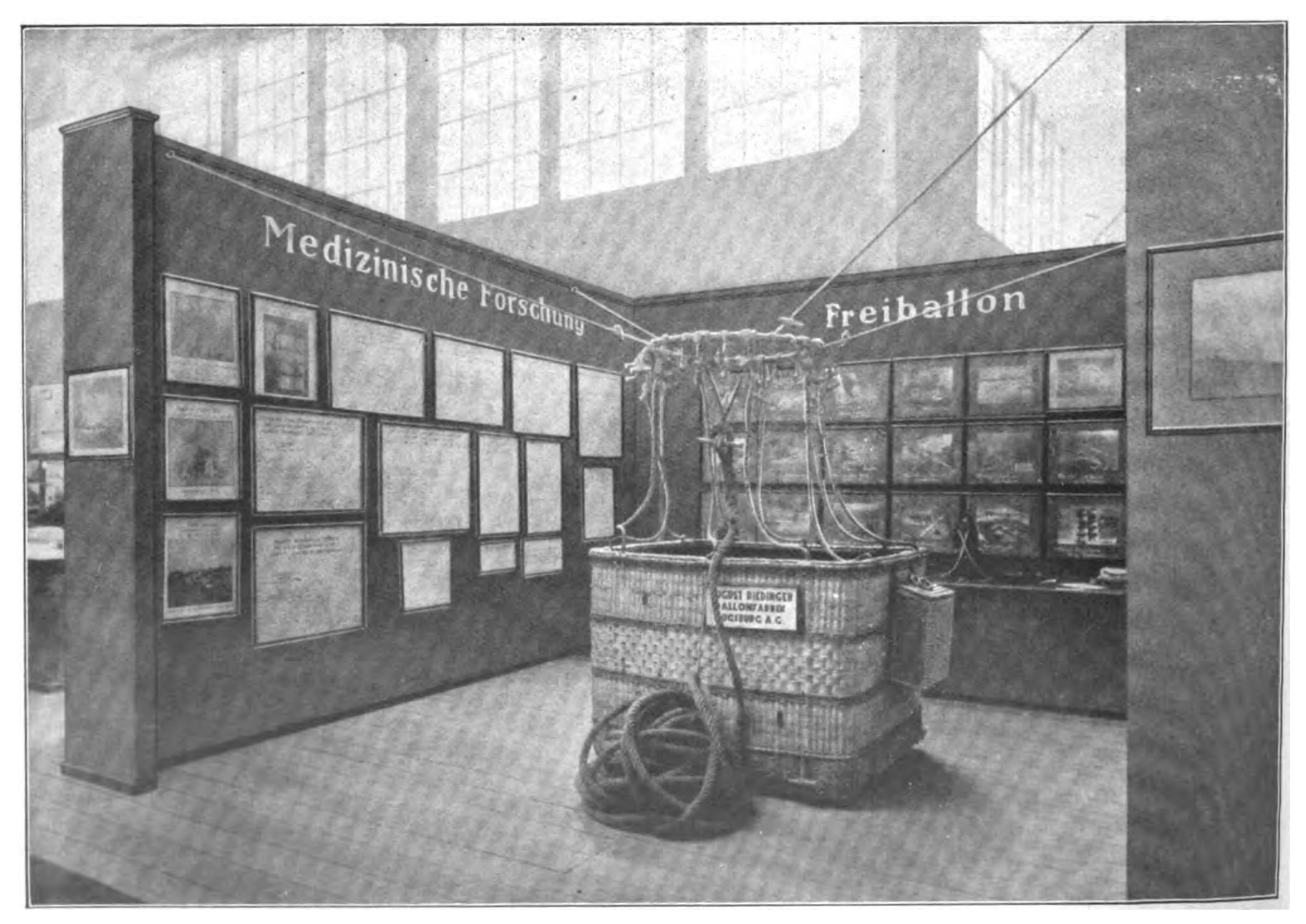


Abb. 14. Medizinische Forschung.

an den einzelnen Zylindern entlang geführt wird. Die Zylinderköpfe sind zur Kühlung durch den Propellerwind mit Kühlrippen in der Flugrichtung versehen. Bemerkenswert ist an diesem Motor besonders noch, daß er nur an drei Punkten gelagert wird.

Die wassergekühlten Motoren sind vertreten durch einen Flugmotor der Bayerischen Motoren-Werke, BMW IV, von 180 PS und durch zwei Schaustücke der Daimler-Motoren-Gesellschaft Untertürkheim. Das eine, ein alter 40-PS-Flugmotor aus den Jahren 1910/11, soll nur den in wenigen Jahren erfolgten Aufschwung der Entwicklung betonen, während ein 160-PS-Motor, der 1915/16 herauskam, in vorbildlicher Weise aufgeschnitten wurde, so daß er dem Laien einen guten Einblick in den inneren Aufbau eines Flugmotors gewährt, (s. Abb. 7).

Der Motorfachmann findet einen beachtenswerten Ausstellungsgegenstand in einem Vorführungsständer zur Demonstration der Lepel-Zündung (s. Abb. 4). Sie hat hauptsächlich den Zweck, mit Hilfe eines Stromwandlers den Gleichstromstoß an der Zündkerze in kurze, kräftige Hochfrequenzstromstöße umzuwandeln, die auch durch Verölen oder Verrußen der Kerze nicht gehindert werden, in kräftigen Zündfunken überzuspringen. — Ein hervorragendes Beispiel für die im Flugmotorenbau angewandte Gewichtsersparnis, die ganz den Verhältnissen im Flugzeugbau entspricht, stellen die beiden Schubstangen dar, die von der Forschungsanstalt Prof. Junkers zur Verfügung gestellt wurden. Einer Schubstange eines schweren Ölmotors, die bei 375 Uml./min 40 PS überträgt und 44 kg wiegt, ist die eines Flugmotors gegenübergestellt, die bei 1400 Uml./min 50 PS überträgt, aber nur 3,187 kg wiegt.

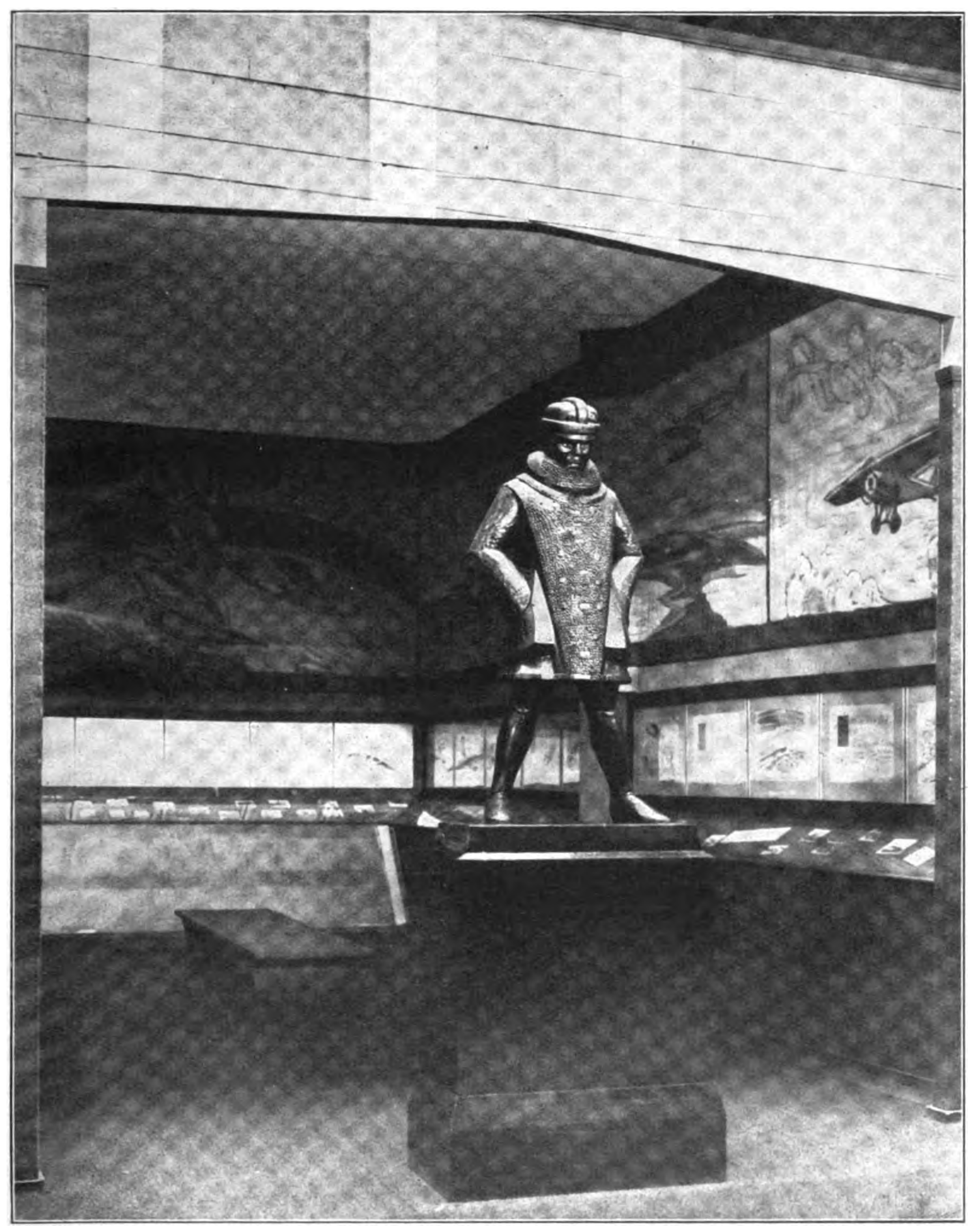


Abb. 15. »Werdegang des Fliegers«.

Die Friedrich-Krupp-Gußstahlfabrik Essen hat zwei Kurbelwellen aus Chromnickelstahl geschickt, die einen Begriff von der Herstellungsweise derselben vermitteln. Während die eine den Zustand nach dem Fertigschmieden im Gesenk veranschaulicht, stellt die andere ein gleiches Stück fertig bearbeitet dar.

Abb. 16. »Werdegang des Fliegers«: Sportliche Ausbildung bis zum Fliegen am Doppelsteuer.

Ein Benzinbehälter von Udet-Flugzeugbau G. m. b. H. verdient vom werkstattechnischen Standpunkt aus besondere Beachtung.

Zum Schluß wollen wir uns noch der Gruppe »Propeller« zuwenden, die auch mancherlei Interessantes bietet. Der Werdegang eines Holzpropellers ist in Modellen von Heine in anschaulicher Weise vor Augen geführt. Als Originalmuster steht ein Druckpropeller vom Udet-Kondor zur Verfügung. Ingenieur A. Rupp, Berlin, hat einen vorzüglichen Schnitt seiner Propellernabe hergestellt, mit dem er den Zusammenbau der ein-, zelnen Teile und die Montage des Propellers auf der Nabe zeigt. Natürlich ist auch eine unversehrte Nabe ausgestellt.

Die neueren Bestrebungen auf dem Gebiete der Metallluftschraube werden veranschaulicht durch eine Luft schraube aus der Legierung Aeron der Metallbank und Metallurgischen Gesellschaft Frankfurt a. M. und besonders durch den Haw-Propeller (s. Abb. 6). Ein offener Flügel läßt dessen Bauart erkennen, während ein Propeller, bei dem aus einem Flügel ein Stück herausgeschnitten ist, auf die große Sicherheit und Festigkeit schließen läßt, die er bei evtl. Verletzungen noch besitzt. Nach dem Anschneiden wurden noch fünf eingehende Schleuderversuche bei der DVL unternommen, ohne daß sich die geringste Unzuverlässigkeit ergab.

Damit wollen wir die Abteilung »Werdegang des Flugzeugs« verlassen. Jeder Einzelne wird nach eingehender Betrachtung dieses Teiles der Ausstellung zu der Überzeugung kommen, daß das Flugzeug jedem, der sich ihm anvertraut, vollste Sicherheit gewährt, selbst wenn er vorher noch so mißtrauisch war. Wir hoffen auch, daß sich alle Besucher unter einem Flugzeug in Zukunft etwas ganz Richtiges vorstellen und dadurch, daß sie seinen inneren Aufbau kennengelernt haben, sollen sie dem Begriff »Fliegen« näherkommen.

Abteilung 2. Instrumente.

Bearbeiter: Dr. Herath, Reichsverkehrsministerium, Luftfahrtabteilung, Berlin. Dr. Koppe, Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, e. V., Berlin-Adlershof.

Mit dem Flugzeug allein ist es aber noch nicht getan. Man muß sich auch einmal die zum Fliegen notwendigen Hilfsmittel näher betrachtet haben. Wenn man sicher und zuverlässig fliegen will, ist es nötig, daß man z. B. den ganzen empfindlichen Mechanismus des Motors ständig überprüfen kann, bis in seine innersten Organe hinein. Dazu kann man weitgehend Auge und Ohr gebrauchen, die man durch ständige Übung zu sofortigem Erkennen der kleinsten Unregelmäßigkeiten ausbilden kann, aber zu leicht können sie auch wieder infolge Ermüdung oder anderer Störungen ihren Dienst versagen, so daß man sich nicht ausschließlich auf sie verlassen darf. Deshalb sucht man alle Funktionen, die für den ordnungsmäßigen Gang der Maschine von besonderer Bedeutung sind, durch irgendwelche leicht kontrollierbare Elemente, z. B. durch eine bestimmte Zeigerstellung, zu charakterisieren. Wenn dann also ein Zeiger eine markierte Lage einnimmt, weiß man, daß die zugehörige Funktion in ganz bestimmter Weise vor sich geht. Weicht der Zeiger von dieser Stellung aber ab, so hat man ein auffälliges, leicht wahrzunehmendes Zeichen dafür, daß im Gang der Maschine eine ganz bestimmte Änderung erfolgt ist.

Der Erreichung dieses Zieles stehen nun zwei große Schwierigkeiten im Weg.

1. Man muß Mittel finden, die verschiedensten Zustände, wie Drehsinn und Drehgeschwindigkeit, Druck in einem Behälter, Temperatur eines festen, flüssigen oder gasförmigen Körpers, Inhalt eines Gefäßes, Lage und Bewegungsrichtung des Flugzeuges im Raum usw. durch eine Zeigerstellung zum Ausdruck zu bringen.



Abb. 17. »Werdegang des Fliegers.« Erster Alleinflug bis Führerschein A/I.

Abb. 18. »Werdegang des Fliegers«. Weitere Ausbildung bis Führerschein A/II.

Abb. 19. »Werdegang des Fliegers.« Bedingungen zur Erlangung des Scheines B/II.

2. Die Zeiger müssen alle in der Nähe des Flugzeugführersitzes angeordnet sein, daß sie bequem zu übersehen sind. Sie müssen also unter Umständen weit von dem Maschinenteil entfernt sein, dessen Zustand sie angeben sollen. Alle hierzu gefundenen Mittel faßt man zusammen unter dem Namen »Instrumente«, und wir haben ihnen wegen ihrer großen Bedeutung einen eigenen Raum auf der Ausstellung gewidmet (s. Abb. 8 u. 9).

Man kann natürlich auch hier nicht jeden einzelnen Ausstellungsgegenstand beschreiben, aber ich möchte doch auf die einzelnen Gruppen kurz hinweisen. Der Besucher findet zunächst die Instrumente, die den Flugzeugführer über die Lage und Bewegung des Flugzeugs unterrichten, so beispielsweise solche, die die Flughöhe angeben mit Hilfe des mit der Höhe veränderlichen Luftdruckes oder mit Hilfe des Schalles, der durch einen Schuß vom Flugzeug ausgeht, sich fortpflanzt bis zur Erdoberfläche und als Echo zurückkehrt. Weiterhin Instrumente zur Messung der Fluggeschwindigkeit und zur Kontrolle der Vertikalbewegung. Kompasse zum Festlegen der Flugrichtung und verschiedene Geräte, welche die evtl. Neigung des Flugzeugs angeben. Dazu kommen noch ein Chromograph und eine Anzahl Chronometer und Borduhren.

Die Instrumente, die zur Überwachung der Kraftanlage dienen, sind in eine zweite Gruppe zusammengeschlossen, in der Tachometer, Tachographen, Öl- und Benzin-Manometer, Benzinstandmesser und Fernthermometer für Öl und Kühlwasser gezeigt werden. Mit den bisher erwähnten Hilfsmitteln läßt sich ein Flugbetrieb jedoch noch nicht einwandfrei durchführen, denn wenn das Flugzeug selbst auch in allen Einzelheiten erfaßt werden kann, so ist es doch in hohem Maße abhängig von dem Zustande der Atmosphäre, in der es sich befindet. Diese kann man noch nicht in der Weise beeinflussen, daß sie dem Fliegen kein Hindernis entgegensetzt. Ganz besonders bei sehr langen Flügen kann das Wetter, d. h. in erster Linie Stärke und Richtung des Windes, eine erhebliche Rolle spielen, so daß man unter Umständen eher an das gewünschte Ziel kommt, wenn man von der geraden Luftlinie abweicht und ein Schlechtwetterzentrum umfliegt. Dazu ist es natürlich notwendig, das Wetter und seinen Verlauf genau zu kennen, und es gehört mithin ein gut organisierter Wetterdienst untrennbar zu einem ordnungsmäßigen Flugbetrieb. Deshalb sollen wenigstens die wichtigsten Apparate, die zu einer Flugwetterwarte gehören, dem Besucher mit vor Augen geführt werden.

Da sind zunächst einige Drachen- und Balloninstrumente zu sehen, dazu ein Originalwetterdrachen, sowie Ballontheodolite zur Ermittlung der Flugbahnen von Pilotballons. Peilgerät und Auswertungsinstrument tragen zur Vervollständigung der Sammlung bei. Eine Reihe von Aufnahmen von Drachen- und Ballonaufstiegen, sowie die Zusammenstellung der Arbeiten der Drachenstation am Bodensee und einige Tafeln mit Temperatur- und Windregistrierungen geben einen Einblick in den praktischen Betrieb der Drachenstation Friedrichshafen.

Druck-, Feuchtigkeits- und Temperaturmeß- und Registrierinstrumente, sowie Windmeßgeräte mit mechanischer und elektrischer Übertragung von Windrichtung und Windstärke, ein Universal-Registrierinstrument und ein Anemograph vertreten die Gruppe der stationären Einrichtungen einer Wetterwarte.

Besonders interessant ist das Modell einer Stüveschen Zyklone, aus dem die Einbruchs-, Abgleit- und Aufgleitflächen, sowie die Stromlinien der warmen und kalten Luft sehr deutlich ersichtlich sind, und das durch die beigefügten Tafeln leicht verständlich wird.



Abb. 20. »Werdegang des Fliegers.« Letzte Ausbildung bis zum Schein D/II: Kapitän für große Flüge.

Der ganze Wetterdienst würde nur geringe Bedeutung haben, wenn es nicht möglich wäre, die Wetterkarte auf schnellstem Wege allen Flugplatzleitern und auch den auf großem Flug befindlichen Piloten zu übermitteln, damit diese jederzeit den günstigsten Kurs wählen können. Wir haben jedoch einen Apparat, mit dem es gelingt, in einfachster Weise innerhalb von etwa 5 min eine funkentelegraphisch gesendete Wetterkarte in Strichzeichnung zu empfangen. Er bedeutet daher eine außerordentliche Verbesserung des Luftverkehrs und trägt wesentlich dazu bei, eine Überfliegung großer Strecken ohne Zwischenlandung durchführbar zu gestalten. Der Apparat wurde von der Drahtlostelegraphischen Versuchsstation Gräfelfing (Prof. Dieckmann) zur Verfügung gestellt, ebenso auch das Peilgerät, das von gleicher Bedeutung für den Luftverkehr ist. Dieses gestattet nämlich beim Fliegen über den Wolken oder bei dichtem Bodennebel, wenn eine Orientierung nach der Erdoberfläche nicht mehr möglich ist, verschiedene Stationen, die funkentelegraphische Signale geben, anzupeilen und aus dem Winkel der Peilrichtungen den Standort des Flugzeuges zu errechnen.

Das Reichsverkehrsministerium, Luftfahrtabteilung, hat die Muster unserer hauptsächlichsten Funkgerätsysteme zur Verfügung gestellt. Sie dienen dazu, eine Verständigung zwischen dem Boden und dem Flugzeug, sowie zwischen den verschiedenen Flugplätzen auf rasche Weise zu ermöglichen und werden als Sondergerät auch zum Peilen verwendet.

Der Zweck dieser Abteilung Instrumente ist nicht darin zu suchen, einen Gesamtüberblick über die ganzen Erzeugnisse dieses Industriezweiges zu geben, denn dazu reicht der für uns verfügbare Raum bei weitem nicht aus, sondern wir wollen nur typische Vertreter der einzelnen Instrumentengattungen ausstellen, um dem Besucher Anhaltspunkte dafür zu geben, wie man im einzelnen vorgehen kann, um bestimmte Werte zu ermitteln und zu messen. Deshalb seien auch nur zusammenfassend die Institute und Firmen genannt, die alle dazu beigetragen haben, die Abteilung »Instrumente« auszustatten:

Anschütz & Co., Kiel-Neumühlen.
Askania-Werke, A.-G., Berlin-Friedenau.
A. Emil Baecker, Stuttgart.
Behm Echolot-Fabrik, Kiel.
Bosch & Bosch, Hechingen.
Deuta-Werke, Berlin.
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt.
Drachenstation Friedrichshafen a. B.
Drahtlostelegraphische und luftelektrische Versuchsstation Gräfelfing.
R. Fueß, Berlin-Steglitz.
Hamburger Werkstätten für Feinmechanik und Präzisionstechnik.
Dr. R. Hase, Hannover.
Dr. Th. Horn, Leipzig-Großzschocher.
Andreas Huber, München.
Wilh. Lambrecht, A.-G., Göttingen.
W. Ludolph, A.-G., Bremerhaven.
Manoma Apparate-Fabrik, G. m. b. H., Berlin.
Maximall Apparate-Fabrik P. Willmann, Berlin.
W. Morell, Leipzig.
Observatorium Aachen.
Reichsverkehrsministerium Berlin.
G. Rosenmüller, Dresden.
Spindler & Hoyer, G. m. b. H., Göttingen.
Westendarp & Pieper, G. m. b. H., Berlin.

Abteilung 8. Luftschiffe.

Bearbeiter: Direktor Dr. Dürr, Luftschiffbau Zeppelin, G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. Major a. D. Stelling,

Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Berlin. Kommerzienrat Scherle, A. Riedinger Ballonfabrik, A.-G., Augsburg. Oberingenieur Weiß, Schütte-Lanz-Luftfahrzeugbau- und Betriebs-G. m. b. H., Zeesen bei Königswusterhausen.

Wenn wir diese Abteilung betreten, kommt uns so recht zum Bewußtsein, was es bedeutet, von neidischen Gegnern daran gehindert zu sein, in friedlicher Arbeit seine Kräfte zu entfalten. Was wir hier zeigen können, sind nur Dinge, die schon vor Jahren entstanden sind, während die neueren Entwürfe nur als Projekte bezeichnet werden können (siehe Abb. 10 u. 11). Nur einmal noch hatte der deutsche Luftschiffbau Gelegenheit, zu zeigen, was er kann, als das Zeppelin-Luftschiff LZ 126 für Amerika gebaut wurde. Der in der Mitte der Koje aufgestellte Maybach-Luftschiffmotor von 420 PS, von dem 5 Stück im LZ 126 verwendet wurden, gibt ein Bild von der riesigen Kraftanlage dieses Luftschiffes, während die eine große Wandtafel in übersichtlicher Weise die ganze Amerikafahrt mit den verschiedenen Höhengeschwindigkeiten, Windverhältnissen usw. angibt und wo zum Vergleich auch die Fahrt des gleichzeitig in Cherburg abgehenden Dampfers »München« eingetragen ist. Das Modell des LZ 126, oder nach amerikanischer Bezeichnung ZR III, ist in der großen Halle aufgehängt, während in der Koje das im gleichen Maßstab ausgeführte Modell eines unserer erfolgreichsten Verkehrsluftschiffe, der »Bodensee«, zu sehenist. Auf einer zugehörigen Wandtafel sind in deutlicher Weise die Leistungen dieses »D I« wiedergegeben.

Interessant ist die Windstromanlage des Luftschiffbau Zeppelin, die im Modell dargestellt ist und die Luftführung sowie die Aufhängung der Versuchsmodelle ersehen läßt.

Von der Schütte-Lanz-Luftfahrzeugbau- und Betriebs-G. m. b. H. finden wir neben einer großen Zahl guter Wandtafeln, die zum Teil die Entwicklung der Schütte-Lanz-Luftschiffe nach Form und Größe in Schattenrissen erkennen lassen und andernteils aus guten Photographien bestehen, sowie auch einige neue Projekte wiedergeben, vor allem eine Anzahl Bauteile. Besonders sei auf die ursprünglich verwendeten Holzträger hingewiesen, die sich den damals zur Verfügung stehenden Aluminiumsorten als überlegen erwiesen hatten. Erst als später das Duralumin der Dürener Metallwerke mit seinen hervorragenden Eigenschaften verfügbar war, ging man zum Metallbau über und, wie aus den Trägern ersichtlich ist, wendete Schütte-Lanz in erster Linie die Rohrkonstruktionen an. Die Träger sind noch durch die an ihnen vorgenommenen Festigkeitsproben besonders interessant. Laut der auf dem Tisch befestigten Beschreibung wurden sie auf Knickung und die Laufstegträger auf Biegung beansprucht mit teilweise ganz erheblichen Gewichten, wodurch man einigen Aufschluß über die Festigkeit von Rohrkonstruktionen bei guter Nietung erhält. Besondere Beachtung verdient ein Knotenpunkt von Längs- und Ringträger. An weiterem Material sind noch zwei Maschinentelegraphen ausgestellt, die zur Übermittlung und Rückmeldung von Befehlen des Kommandanten zum Maschinisten dienen und dann noch ein Luftschiff-Trimmodell zur Ermittlung des Einflusses von Belastungsänderungen durch Ballastabgabe, Zellenleckagen usw. auf die Gleichgewichtslage des Schiffes. Ein Windkanalmodell eines Schiffskörpers, sowie ein halber Lorenzen-Luftschiffpropeller bereichern noch die Gruppe der von Schütte-Lanz zur Verfügung gestellten Ausstellungsgegenstände.

Als dritte Firma, die sich mit dem Bau von Luftschiffen befaßt, ist die Luft-Fahrzeug-Gesellschaft zu nennen, die ein älteres und ein modernes Parseval-Luftschiff in sehr guten Modellen und zu letzterem eine erklärende Wandtafel zur Verfügung gestellt hat, aus der die neue Bauweise mit einem Stahlnetz unter der Hülle, zur Erhöhung der Steifigkeit des Prallkörpers, hervorgeht. Ein Freiballonmodell der gleichen Firma muß den wegen Platzmangels nicht ausgestellten Originalballon ersetzen.

Abteilung 4. Segelflug.

Bearbeiter: Prof. Georgii, Technische Hochschule, Darmstadt.

Schon lange ehe der Mensch die Kunst des Fliegens meisterte, schweifte sehnsüchtig sein Blick empor zu den großen Seglern des Tierreiches, die so mühelos ihre Bahn dahinzogen, ohne einen Flügelschlag zu tun, und der Mensch glaubte, es bedarf nur der Flügel, dann könnte er es auch. Diesen Gedanken finden wir in zahlreichen Sagen verwertet, und manche Aufzeichnungen geben Kunde davon, daß man sich zu allen Zeiten ernstlich mit der Verwirklichung beschäftigt hat. Der beste Segler unter den Vögeln, der »Albatros«, der stundenlang zu fliegen vermag, ohne mit den Flügeln zu schlagen, wurde in Form eines sehr guten Präparates von der »Senckenbergischen Naturforschenden Gesellschaft«, Frankfurt a. M., neben einigen anderen Tieren, unter denen sich auch zwei Säugetiere, die zu gleiten vermögen, befinden, zur Verfügung gestellt. Das Segeln durch die Luft ist aber längst nicht mehr ein Vorrecht der Tierwelt, sondern auch der Mensch hat sich dieses Gebiet zu eigen gemacht, indem er die uralten Wünsche der Verwirklichung entgegenführte und sich segelnd in die Luft erhob.

Da im Rheinland dem motorlosen Flugsport ein besonderes Interesse entgegengebracht wird, wurde dem Segelflug eine eigene Abteilung auf der Ausstellung der WGL gewidmet (s. Abb. 12). In ihr soll gezeigt werden, was die deutsche Jugend durch Sportbegeisterung, verbunden mit ernstem wissenschaftlichem Arbeiten geleistet hat, nachdem ihr der Wille der Gegner das Fliegen verbot. Zunächst soll auf das an der Decke angebrachte Schulsegelflugzeug »Pegasus« der Rhön-Rossitten-Gesellschaft hingewiesen werden, das deutlich zeigt, wie weit man alles Beiwerk an einem Flugzeug weglassen kann, wenn man bestrebt ist, mit möglichst wenig Aufwand an Geld den Segelflug zu erlernen. Der »Pegasus« besteht fast nur aus Tragflügel und Steuerung, wodurch er an Gewicht und Luftwiderstand spart und vor allem auch an schwierig wiederherzustellenden Teilen, wenn bei der Landung einmal Beschädigungen vorkommen.

Der Hauptunterschied zwischen einem der bisher besprochenen Flugzeuge und einem Segelflugzeug besteht darin, daß dieses keinen Motor und auch keine andere mechanische Kraftquelle besitzt. Das Fliegen kommt dabei nur mit Hilfe der in der Atmosphäre vorhandenen, nach oben gerichteten Luftströmungen zustande, und man bezeichnet es mit »statischem Segelflug«. Die Art der Luftströmungen ist gut aus einer Tafel von Prof. Georgii zu entnehmen, während die rechnerische Ermittlung auf einer Tafel der Rhön-Rossitten-Gesellschaft (RRG) zur Darstellung gelangt ist. Arbeiten über die Erforschung der Windverhältnisse liegen bezüglich Rossitten in einer zweiten Tafel der RRG und bezüglich Wangeroog auf zwei Tafeln der Ing.-Akademie Oldenburg vor. An einem Modell des »Flugtechnischen Vereins Hamburg«, das die Insel Helgoland darstellt, sind die dort ermittelten Luftströmungen durch Drähte markiert, die, mit einem Pfeil versehen, die Stromlinien bei einer bestimmten Windrichtung wiedergeben.

Ein vom Geophysikalischen Institut Frankfurt a. M. angefertigtes Modell eines Segelfluges von Martens auf Moritz vom 27. VIII. 1924 am Südhang der Wasserkuppe in der Rhön zeigt sehr schön, wie solche Flüge immer nur da ausgeführt werden können, wo entsprechender Aufwind herrscht. Daher bewegt sich das Flugzeug in einem verhältnismäßig beschränkten Gebiet immer nur in Achterkurven, weil der Aufwind, in diesem Falle Hangwind, nur an dem Hang entsteht. Solche Flugkurven kann man aus den Ergebnissen der Meßtrupps, die jeden Flug genau verfolgen, rekonstruieren. Die Ermittlung von Flugeigenschaften von Segelflugzeugen erfolgt ebenfalls aus solchen Meßergebnissen, und wir finden diese Arbeiten für die Segelflugzeuge »Margarete« und »Konsul« auf einer Tafel der RRG aus-

Abb. 21.

Abb. 22.

Abb. 23 und 24.

Abb. 25 und 26.

geführt. Eine große Tafel der Wasserkuppe mit eingezeichneten Höhenschichtlinien von Dubois und ein Relief von Rossitten des Ostpreußischen Vereins für Luftfahrt geben die hauptsächlichsten deutschen Segelfluggebiete wieder, und eine große Zahl von Photographien, zum Teil von der Flugwissenschaftlichen Gruppe Braunschweig, gewähren einen Einblick in die Praxis des Segelfluges. Besonders interessant sind die Aufnahmen von einer Landung Espenlaubs auf den Telephondrähten nach einem Sturz, so daß ihm die Drähte zum Retter wurden.

Aus einem Teil der Aufnahmen ist die Art und Weise, wie man mit einem motorlosen Flugzeug in der Regel startet, zu erkennen. An einem Haken am Rumpf des Flugzeugs wird ein langes Gummiseil, das Startseil, von dem ein Muster aufgelegt ist, befestigt, dann wird das Flugzeug am Schwanz festgehalten, während am Seil ein paar Leute anfassen und dasselbe in die Länge ziehen. Auf Kommando wird hinten losgelassen, so daß das Flugzeug durch das Gummiseil vorwärts geschnellt wird und sich in die Luft erhebt. Handelt es sich aber um sog. Hängegleiter, d. h. Gleitflugzeuge, in denen man mit dem Oberkörper hängt, während die Beine frei sind, so muß man sich einen Abhang aussuchen und den Abhang hinabspringen, bis die Geschwindigkeit groß genug ist, daß die Flügel die Last des Körpers tragen können, so daß man langsam den Abhang hinabgleitet. Unter Umständen kann man natürlich auch damit segeln und an Flughöhe die Startstelle übertreffen.

Der erste, der diese Versuche systematisch durchführte und wissenschaftlich auswertete, war der Altmeister des Menschenfluges überhaupt, »Otto Lilienthal«, der sich mit seinem Bruder zusammen zur Durchführung seiner Gleitflüge bei Lichterfelde/Ost bei Berlin extra einen Absprunghügel aufschüttete. An diesem Hügel soll eine Lilienthal-Gedenkstätte erstehen, die zugleich als Ruhmeshalle für die deutschen Flieger des Weltkrieges gedacht ist. Ein Modell veranschaulicht das Projekt. Einige Aufnahmen von Lilienthals Flugversuchen sind auf einer Tafel vereinigt, während einer der von ihm verwendeten Hängegleiter im Modell 1:10 vorhanden ist. — Die Arbeitsgemeinschaft für Gleit- und Segelflug Düsseldorf hat die Abteilung Segelflug durch Anfertigung einiger hervorragend ausgeführter Modelle wesentlich bereichert. So sehen wir zuerst ein vergleichshalber sehr interessantes Modell von einem im Jahre 1736 entstandenen Projekt eines gewissen Bauer, das im Grunde genommen mancherlei gute Ideen enthält, wofür man seinerzeit natürlich kein Verständnis hatte. Dann folgt ein Gleitflugzeug von Gutermuth, das im Jahre 1912 erfolgreiche Flüge ausführte. Ein weiteres Modell stellt ein Flugzeug von Lehrer Schulz dar, mit dem er in Rossitten einen Dauerrekord von über 8 h ausführte. Ein anderes Modell verkörpert eines der erfolgreichsten deutschen Rekordflugzeuge, den »Konsul«, ebenfalls im Maßstab 1 : 10.

Dipl.-Ing. Martens hat ein Modell seiner »Witwe Bolte« zur Verfügung gestellt und der Niederrheinische Verein für Luftschiffahrt Skt. Wuppertal ein Modell 1 : 20 seines Segelflugzeuges »Roemryke Berge«, das den kleinsten Gleitwinkel hat, d. h. den flachsten Gleitflug ausführen kann.

Was durch deutsche Segelflieger in den Jahren 1912 bis 1925 geleistet worden ist, wird in anschaulicher Weise durch eine Tafel von Herrn Prof. Georgii vor Augen geführt.



Abb. 27.

Abb. 28.

Abb. 29.

Abb. 30 und 31.



Abb. 32.

Durch all dieses Material wird dem Laien, aber auch dem Fachmann viel Interessantes geboten, und es wäre zu wünschen, daß von hier manche neue Anregung zur Förderung dieses schönen Sportes ausgehen würde.

Ausrüstung.

Diese kleine Abteilung, die hier eingeschaltet wurde, zeigt eine Reihe von Notwendigkeiten, die auch mit zum Fliegen gehören. So z. B. die vom Deutschen Offizier-Verein Berlin zur Verfügung gestellten Kleidungsstücke, Fliegerkombination, Fliegermantel, Gummi-Überziehstiefel, Sturzhelm und Brillen, dann der schwimmfähige Anzug, elektrisch heizbare Sohlen, Handschuhe und Fliegerhaube, sowie eine vollständige Flugzeugapotheke von Steffen & Heymann, Berlin. Dazu kommen katalytisch wirkende, flammenlose Heizöfen der Tego-Handelsgesellschaft Berlin und ein Feuerlöscher. Das Stahlwerk Mark, Berlin, hat eine Sammlung von Leuchtmunition, sowie die dazugehörigen Pistolen zur Verfügung gestellt, die als Notsignale, Start- und Landezeichen und für viele andere Zwecke Verwendung finden.

Im Anschluß hieran sei auf ein Modell des Berliner Zentralflughafens Tempelhof hingewiesen, das ein gutes Bild von den Fortschritten der Bodenorganisation in Deutschland gibt. Es wurde von der Berliner Flughafengesellschaft zur Verfügung gestellt.

Abteilung 5. Medizinische Forschung und Freiballon.

Bearbeiter: Dr. med. et phil. Koschel, Berlin.

Diese Koje ist für den Ballonfahrer von besonderem Interesse und wird in ihm bei Betrachtung der vorzüglichen Aufnahmen des bekannten Freiballonführers Petschow manch schöne Erinnerung wachrufen. Aber auch alle anderen Besucher werden Gefallen daran finden und gleichzeitig Gelegenheit haben, einen Freiballonkorb mit seiner Einrichtung einmal aus nächster Nähe zu sehen (s. Abb. 13).

Die an den beiden Seitenwänden angebrachten Tafeln (s. Abb. 14) stellen Versuchsergebnisse dar, die Dr. Koschel, Berlin, bei der Erforschung der sog. Höhenkrankheit erzielte. Unter Höhenkrankheit versteht man vor allem das Nachlassen der geistigen Fähigkeiten des Menschen beim Aufenthalt in großen Höhen, unter dem Einfluß der verdünnten Luft. Auf den Tafeln kommen neben einzelnen Kurven, die den Verlauf der Aufmerksamkeit, Willkürbereitschaft usw. in verschiedenen Höhen wiedergeben, besonders zahlreiche Schriftfaksimiles zur Darstellung, auf denen das Nachlassen bestimmter geistiger Funktionen außerordentlich klar in Erscheinung tritt. Der beigeschriebene Text erleichtert das Verständnis der einzelnen Versuche.

Man machte früher diese Experimente im Freiballon, doch ist man dabei durch Platzmangel und allerhand andere Einflüsse stark behindert und vor allem sind die empfindlichen Instrumente bei der Landung stets sehr gefährdet und schließlich kommen noch die hohen Kosten für jeden Aufstieg dazu, so daß man jetzt die Versuchsperson einfach in eine pneumatische Kammer setzt, die Luft daraus absaugt, bis der Zustand darin dem der Atmosphäre in der gewünschten Höhe entspricht, worauf man natürlich die gleichen Wirkungen wie in dieser Höhe konstatieren kann. Man hat außerdem den Vorteil, daß man leicht rasche »Höhenänderungen« vornehmen kann, um deren Einflüsse zu studieren.

Abb. 33 und 34.

Auf dem Tisch stehen einige Atmungsgeräte der »Flüssigen Gase, Kiel«, die mit flüssiger Luft arbeiten, und außerdem eine Reihe von Blutdruck-Meßapparaten von Bosch & Bosch, Hechingen.

gast zu befördern. Zweitens soll aber damit auch gezeigt werden, daß unsere Verkehrspiloten nicht einfach »Luftkutscher« sind, sondern auf Grund ihrer Ausbildung und ihrer Verantwortung »Kapitäne«.

Abb. 35.

Abteilung 6. Werdegang des Fliegers.

Bearbeiter: Hauptmann a. D. G. Krupp, Dipl.-Ing. Manigold, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, e. V., Berlin.

Wenn im Rahmen dieser Ausstellung der »Werdegang des Fliegers« zur Darstellung gelangt, so werden damit zwei Zwecke verfolgt. Erstens soll das Publikum zu unseren Flugzeugführern uneingeschränktes Vertrauen bekommen, und wir glauben das am besten dadurch zu erreichen, daß wir einmal die Öffentlichkeit darüber unterrichten, wie vielseitig und gründlich die ganze Ausbildung ist, und was alles bei den verschiedenen Prüfungen verlangt wird, ehe ein Führer die Berechtigung hat, gewerbsmäßig einen Flug-

Die einzelnen Bilder, die nach dem Leben gezeichnet sind von Kunstmaler H. Haas, Berlin, sind so klar, daß eine nähere Erklärung überflüssig ist. Am oberen Teil der Kojenwände befinden sich große Gemälde von dem gleichen Künstler, die einige charakteristische Verwendungsmöglichkeiten des Flugzeuges wiedergeben (s. Abb. 15—20).

Abteilung 7. Luftbild.

Bearbeiter: Dr.-Ing. Ewald, Berlin.

Die diesjährige Luftbildausstellung auf der »Gesolei« in Düsseldorf gewährt einen überraschenden Eindruck, besonders wenn man sie mit den früheren Ausstellungen in der Technischen Hochschule in Charlottenburg 1923

Abb. 36. Vorteile der Luftreise, Daten über Flugzeuge und Luftschiffe.

Abb. 37. Verkehrsleistungen.

und auch mit der auf der Verkehrsausstellung in München 1925 vergleicht. In 6 großen Kojen sind in zahlreichen Beispielen Aufnahme- und Auswertegeräte und ihre Ergebnisse, die Luftbildmeßverfahren und die Anwendungsmöglichkeiten für die verschiedenen Fachgebiete gezeigt. Betrachtet man die Ausstellungsgegenstände im einzelnen, so wird dieser erste Eindruck noch verstärkt und vertieft. In ernster, organisch aufbauender Arbeit ist hier in den 7 Jahren seit Beendigung des Weltkrieges ein neuer Wirtschaftsfaktor geschaffen, der für alle Arbeiten, die für ihre Durchführung der Veranschaulichung der Erdoberfläche bedürfen, unterstützend und erleichternd eintritt, Zeit und Kosten erspart und darüber hinaus neue Möglichkeiten gewährt, die durch kein anderes Aufnahme- und Darstellungsmittel erreicht werden konnten, ebenso wie er in wissenschaftlicher Hinsicht neue Erkenntnisse erschließt. Ein großer Kreis von Einzelpersönlichkeiten, Wissenschaftlern und Technikern, Behörden und Instituten, Firmen und Gesellschaften der bauenden und ausführenden Industrie sind heute aktiv tätig, den wirtschaftlichen Forderungen an Luftbildaufnahmen zu genügen, das erforderliche Gerät für die Aufnahme, die Auswertung der gefertigten Bilder und die Luftbildmessung zu schaffen und die gewonnenen Ergebnisse über den eigentlichen Zweck, für den sie aufgenommen sind, weiter zu verwerten für wissenschaftliche und unterrichtliche Zwecke. Endlich erkennt man aus den zahlreichen, die verschiedensten Gebiete behandelnden Ausstellungsgegenständen, wie das allgemeine Interesse am Luftbild sich erweitert und vertieft und wie umfangreiche und vielseitige Anforderungen an dieses technische Hilfsmittel heute gestellt werden.

Es ist davon Abstand genommen worden, Arbeiten der einzelnen Firmen zusammenzufassen und nebeneinander zu zeigen. Wiederholungen wären dadurch unvermeidlich gewesen. Es erschien eine sachliche Gliederung für angebrachter, die die verschiedenen Anwendungsgebiete veranschaulicht. Es ist dabei selbstverständlich, daß jede Firma in gleicher Weise Aufnahmen für die einzelnen Zwecke zu fertigen vermag. Gleichwohl wurde darauf Bedacht genommen, die einzelnen Gesellschaften durch Zusammenfassung ihrer Arbeiten auf einem besonderen Wirtschaftsgebiet herauszuheben.

Die Namen der ausstellenden Firmen und Behörden sind folgende:

a) Behörden:
1. Preußisches Ministerium für Handel und Gewerbe.
2. Reichsamt für Landesaufnahme.

b) Ausführende Gesellschaften.
1. Aero Lloyd Luftbild G. m. b. H., Berlin.
2. Aerokartographisches Institut Breslau.
3. Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt Berlin-Adlershof.
4. Junkers Flugzeugwerk A.-G. Luftbildzentrale, Dessau.
5. Konsortium Luftbild Stereographik G. m. b. H., München.
6. Kartographische Relief G. m. b. H., München.
7. Scadta, Berlin.

c) Bauende Industrie:
1. Askania-Werk, Berlin.
2. Ernemann A.-G., Dresden.
3. G. Heyde G. m. b. H., Dresden.
4. Meßter, Abt. Optikon, Berlin.
5. Zeißwerke Jena.

Die Gliederung der Ausstellung fällt mit den einzelnen Kojen zusammen. Eine Beschreibung der Ausstellung geschieht demgemäß am besten in Form eines Rundganges.

Koje 1.
(s. Abb. 21 u. 22.)

a) Die Luftaufnahme und das Luftbildgerät.

Ernemann A.-G. bringt eine Aufnahmekammer üblicher Art (Format 13/18, Brennweite 25 cm) wie sie für gewöhnliche Ansichtsaufnahmen Verwendung findet. Luftaufnahmen vom Aero-Lloyd in Vergrößerungen von Zeiß zeigen den ästhetischen Wert, den Luftaufnahmen bei richtiger Erfassung des Aufnahmegegenstandes besitzen. Meßter führt Reihenbildner und ihre Ergebnisse vor. Auf einem selbsttätig abrollenden Filmstreifen wird hierdurch im Vorwärtsflug lückenlos ein Gelände aufgenommen und zu langen Bildstreifen zusammengesetzt Die Askaniawerke zeigen eine Filmaufnahmekammer, Junkers ein Modell ihrer Maschine mit eingebauter Kammer.

Konsortium hat in Abbildungen sein neues Entzerrungsgerät ausgestellt, das durch Wiederholung des Zustandes bei der Aufnahme in Umkehrung, d. h. durch Drehung des Plattenhalters (zur Aufhebung der Verkantung) und durch Schrägstellung der Auffangefläche (zur Aufhebung der Neigung) eine Schrägaufnahme in die Horizontalprojektion entzerrt und auf einen bestimmten Maßstab reduziert und dadurch vorbereitet zur Zusammenstellung von entzerrten maßstabsgerechten Luftbildkarten von ebenem Gelände. In Koje 6 hängen Abbildungen von einem neuesten Entzerrungsgerät der Zeißwerke. Durch Aufnahmen desselben Geländes im Vorwärtsfluge, d. h. von zwei verschiedenen Standorten aus, ergeben sich parallaktische Bildverschiedenheiten, die bei einem unebenen Gelände durch Betrachtung im Stereoskop die Unterschiede in den Erhebungen und Senkungen sinnfällig zeigen. Einige Betrachtungsgeräte sind ausgelegt: Spiegelstereoskop von Zeiß, Brückenraumglas von Leitz, das besonders für Luftaufnahmen geeignet ist, und klare, billige und recht gute Apparate in verschiedener Ausführung von Dr. Lüscher in München. Hingewiesen sei auf die Wolkenaufnahmen von dem Aerokartographischen Institut.

b) Das Kartenrelief.

Die Karto-Relief-Gesellschaft bringt wiederum neue Beispiele ihrer vorzüglichen Reliefs, die maßstablich genau nach Länge, Breite und Höhe mit beliebiger Karte auf der Oberfläche, z. T. mit farbigen Eintragungen eine vollgültige Wiedergabe der Erdoberfläche gewähren. Sie leisten für wirtschaftliche und bautechnische Arbeiten aller Art hervorragende Dienste, ihr unterrichtlicher Wert ist besonders hoch anzuschlagen. Einige Photographien veranschaulichen die Herstellung des Reliefs.

Koje 2.
(s. Abb. 23 u. 24).

Das Luftbild als Anschauungs- und Unterrichtsmittel.

Durch die anschauliche und naturwahre Wiedergabe der Erdoberfläche hat das Luftbild besonderen Wert für alle Zwecke der Veranschaulichung (z. B. für den Reiseverkehr, für sportliche Veranstaltungen) und Werbung (Industrie-Propaganda). Die unterrichtliche und wissenschaftliche Bedeutung ist nicht hoch genug anzuschlagen. Diese Erkenntnis bricht sich immer mehr Bahn. Das Preußische Ministerium für Handel und Gewerbe hat durch seine neu eingerichtete Bildstelle die Bearbeitung dieses wichtigen Gebietes vornehmlich übernommen. Von ihm sind in Tafeln Aufnahmen der verschiedensten Firmen nach folgenden Gruppen zusammengestellt:

1. Gesundheitspflege (Spiel und Sport, Bäder und Krankenhäuser).
2. Verwendung im Unterricht (besonders Geographie).
3. Deutsche Siedlungen im Luftbild.
4. Industrie- und Ingenieuranlagen.

Koje 3.
(s. Abb. 25 u, 26.)

a) Das Luftbild im Dienste der Landesaufnahme.

Das Reichsamt für Landesaufnahme bringt einige Luftbildkarten sowie Luftbild und Karte in Gegenüber-

3



Abb. 38. »Originalflugzeuge.« Gesamtüberblick.

Abb. 39. Daimler »L 21 a«, Junkers »G 23«, Bäumer »Roter Vogel«.

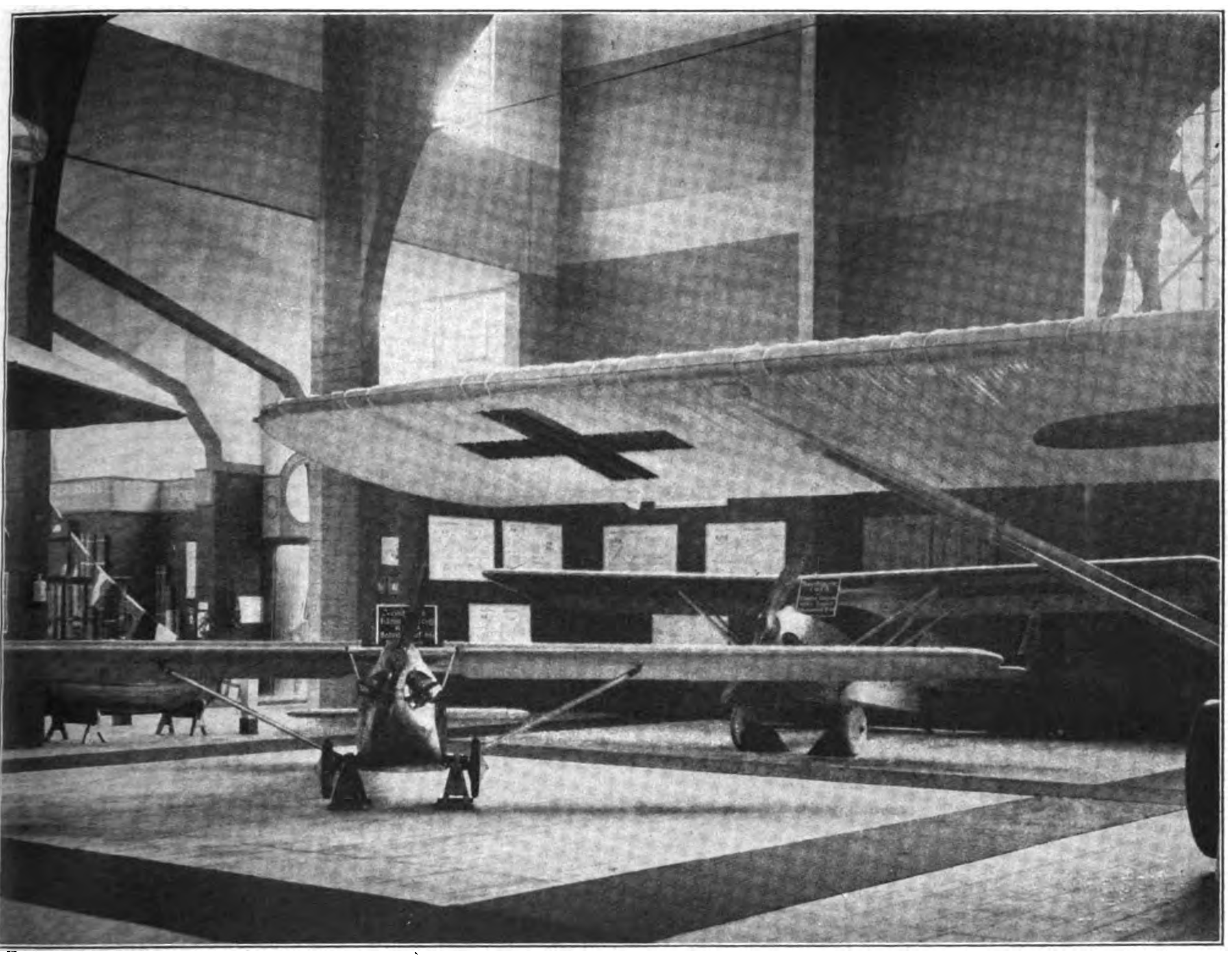


Abb. 40. Bahnbedarf A.-G. Darmstadt, Albatros „L 66a".

stellung, die die Verwertung des Luftbildes für die Erkundung, Kartenberichtigung und Verbesserung nachweisen. Die Aufnahmen und Karten von der Elbmündung (Böschrücken) und vom Watt bei Wangerooge, d. h. von unwegsamen Gebieten, lassen erkennen, daß das Luftbild für die Landesaufnahme eine bedeutende Arbeitserweiterung darstellt.

b) Waldwirtschaft.

Aufnahmen und Karten aller Firmen zeigen die ausgedehnte Verwendung, die das Luftbild in der Waldwirtschaft gefunden hat: Aufnahme des Bestandes nach Art und Alter, Forstwirtschaftskarten mit und ohne Eintragungen, Höhen- und Holzmassenberechnung durch Luftbildmessung usw. In den verschiedensten Ländern wird im steigenden Maße das Luftbild für forstwirtschaftliche Zwecke benutzt.

c) Landwirtschaft.

Eine Ergänzung findet diese Ausstellung durch Aufnahmen von Domänen und für Meliorationen, die sich durch die klare Veranschaulichung des vorliegenden Geländes, nach Gestaltung, Bestellung und Beschaffenheit besonders wirtschaftlich planen und durchführen lassen.

Koje 4.

(s. Abb. 27 u. 28.)

Die Erforschung und Erschließung eines Landes durch das Luftbild.

Es ist einleuchtend, daß die Luftaufnahme in unvermessenen oder gar unerforschten Gebieten von allergrößter Wichtigkeit ist und künftighin werden wird. Das Luftbild schafft rasch Kenntnis von den vorliegenden Verhältnissen, was durch terrestrische Vermessung nur mit großen Schwierigkeiten und zeitraubenden Arbeiten, infolge der Unzugänglichkeit und Unwegsamkeit und auch wegen der Behinderung durch feindliche Einwohner gewonnen werden kann. Das Luftbild gewährt weiter Unterlagen, auf denen eine Erschließung und Nutzung eines Landes in landwirtschaftlicher, bautechnischer, industrieller Hinsicht erfolgen kann. Den Beweis hierfür bringt die Scadta durch ihre Aufnahmen von Kolumbien (Aufnahme des Magdalenenstromes mit seinen wechselnden Versandungen und zur Festlegung der strittigen Grenze von Kolumbien und Venezuela) sowie Junkers durch Aufnahmen des bekannten Schweizer Fliegers Mittelholzer von Persien und Spitzbergen, von Gegenden, die zum Teil eines Menschen Fuß noch nicht betreten hat.

Koje 5.

(s. Abb. 29 u. 30.)

Das Luftbild im Dienste des Bauwesens.

Jede Bauarbeit bedarf für ihre Durchführung einer möglichst genauen und klaren Veranschaulichung der Geländeoberfläche. Je besser diese vorliegt, um so einfacher und zweckmäßiger wird die Planung und Durchführung der Neuarbeit sein können, um so wirtschaftlicher wird sie sich gestalten. Aus diesem Grunde greift das Luftbild in alle Gebiete des Bauwesens unterstützend sowie Arbeit erleichternd und ersparend ein. Wir sehen im Wasserbau Aufnahmen von Talsperren im leeren und gefüllten Zustande (Aerokartographisches Institut) von Flußregulierungen (dasselbe und Aero Lloyd) vom Walchensee Kraftwerk (Konsortium), von Häfen und Schleusen (Aero Lloyd). Hierzu kommen Auf-



Abb. 41. Daimler »L 21a«.

nahmen von Bahnhofsanlagen, von industriellen Unternehmungen, von der Rohstoffgewinnung (Gruben) und ihrer Verarbeitung.

Die Landesplanung, das Städtebau- und Siedlungswesen verlangt umfangreiche Aufnahmen für die Aufstellung von Generalbebauungsplänen (Aero Lloyd: Gelände bei Dortmund); Stadtpläne zur Feststellung des heutigen Zustandes sind gefertigt (Junkers: von Leipzig, Zittau und Recklinghausen), Berlin wird in Gegenüberstellung vom Luftbild und Karte gezeigt (Aero Lloyd), ebenso Breslau in Koje 6 in einer sehr interessanten Tafel des Aerokartographischen Instituts, bei der noch ein Stadtplan aus dem 16. Jahrhundert beigegeben ist. In leicht bewegtem Gelände ist die gefertigte Luftbildkarte als Grundlage für die örtliche Erkundung und Feldmessung verwandt worden. Die durch Nivellement gewonnenen Höhenlinien sind in die Luftbildkarte eingetragen (Konsortium, Aerokartographisches Institut). Ebenso ist der neuentworfene und genehmigte Bebauungsplan in eine Luftbildkarte eingezeichnet. Einige Tafeln des Handelsministeriums zeigen endlich, wie nachdrücklich das Luftbild Fehler in der Aufschließung eines Geländes hervorhebt und wie es in der sozialen Wohnungsfürsorge die unzulänglichen und ungesunden Wohnungsverhältnisse in den Großstädten mit ernster Deutlichkeit unterstreicht.

Koje 6.

(s. Abb. 31 u. 32).

Luftbildmessung.

Von Zeiß sind in Abbildungen Luftbildmeßkammern und die großen Auswertegeräte des Stereoautographen und Stereoplanigraphen gezeigt, durch deren Hilfe aus stereoskopisch aufgenommenen Luftbildern unmittelbar Karten mit kontinuierlich gezeichneten Höhenlinien gewonnen werden. Eine Reihe von Kartenergebnissen aus dem In- und Ausland, zum Teil in Verbindung von Erd- und Luftmessung gewonnen, auch von Einzelheiten, wie die Ausmessung von Gruben, Steinbrüchen, von dem Zugspitzbahnprojekt, ist beigefügt, wobei das Konsortium und Junkers in Zusammenarbeit mit den Zeißwerken gestanden haben. Besonders interessant ist die erste aus Luftbildmessung gewonnene Wirtschaftskarte 1:5000 vom Dortmunder Hafen (Aero Lloyd und Zeiß). Sehr dankenswert ist die Ausstellung des Modells des Stereoautographen (Konsortium), das für Lehrzwecke ganz vorzüglich ist.

In gleicher Weise zeigen Abbildungen und Ergebnisse die Arbeiten der Firma Heyde und des »Aerokartographischen Instituts«. Der Plan von Striegau z. B. zeigt die fertige, aus Luftbildmessung gewonnene Karte mit der Flugzeugmeßkammer, mit den Originalaufnahmen und mit dem Bild des Autokartographen, in dem die Bilder ausgewertet worden sind.

Ein reiches Bild einer ernst aufbauenden Arbeit und eines erreichten Erfolges tritt uns in der Zusammenstellung der Gruppe »Luftbildwesen« entgegen. Das Luftbild ist ein wichtiger wirtschaftlicher Faktor, der heute sich nicht mehr übergehen läßt. Möge die Ausstellung beitragen, daß dieses wirtschaftliche Hilfsmittel immer weitere Anwendung findet zur Förderung der Luftfahrt und auch zum Nutzen unseres Wirtschaftslebens.

Abb. 42. Udet »U 10. Streckennetz der Luft-Hansa.

Abb. 43. Junkers »T 26«. Fahrbare Tankanlage.

Abb. 44. Dornier: Sanitätsflugzeug.

Abb. 45. Junkers »G 23«.

Abteilung 8. Luftfahrtliteratur.

Bearbeiter: v. Cornides, Verlag R. Oldenbourg, München. Peters, Schrobsdorffsche Hofbuchhandlung, Düsseldorf.

Die Reihe der Einzelkojen wird abgeschlossen durch die Abteilung Luftfahrtliteratur (s. Abb. 33—34).

Hier kann der Besucher sich über den Umfang der bisher erschienenen Luftfahrtliteratur informieren und erhält Zeitschriften und Bücher über alle mit der Luftfahrt zusammenhängenden Gebiete.

Abteilung 9. Luftverkehr und Statistik.

Bearbeiter: Reichsverkehrsministerium, Luftfahrtabteilung, Berlin. Deutsche Luft-Hansa, Berlin.

Diese Abteilung ist in der großen Halle untergebracht und besteht im wesentlichen aus Tafeln. Zunächst fällt das große, durch leuchtende Röhren dargestellte Streckennetz der Deutschen Lufthansa ins Auge, das deutlich zum Ausdruck bringt, wie jede größere Stadt an das Verkehrsnetz angeschlossen ist und wie es in Deutschland kaum eine Gegend gibt, die vom Luftverkehr nennenswert abgelegen wäre. Eine andere Tafel lehrt, daß die täglich beflogene Strecke nahezu dem Äquatorumfang gleichkommt, (s. Abb. 35). Das ist für Deutschland ein sehr erfreuliches Zeichen, beweist es doch, daß man sich trotz der schwer auf der deutschen Fliegerei lastenden Fesseln bemüht, wenigstens durch das zivile Flugwesen Deutschlands Geltung in der Luft durchzusetzen. — Eine Vergleichstafel läßt die gewaltige Zeitersparnis bei Benützung des Luftweges gegenüber der Eisenbahn erkennen (s. Abb. 36). Eine weitere Tafel zeigt die Verkehrsleistungen, Fracht-, Personen- und Gepäckbeförderung (s. Abb. 37). Ausgedehntes statistisches Material über Zahl und Leistungen der vorhandenen Flugzeuge und Luftschiffe, sowie über die Entwicklung des Verkehrsnetzes sind noch von Interesse. Die Reichspost hat eine Sammlung ihrer Luft-

Abb. 46. Heinecke Fallschirm.

postmarken zur Verfügung gestellt und außerdem eine Anzahl Karten, auf denen die Luftpostlinien zu sehen sind.

Eine große Karte des Deutschen Reiches dient dazu, die außerordentliche Leistungsfähigkeit unserer Flugzeuge und Flugzeugführer zu demonstrieren, durch die darauf abgesteckten Flugstrecken des erfolgreich durchgeführten Deutschen Rundfluges 1925, der die Teilnehmer in fünf Schleifen über alle deutschen Gaue führte. Weiter ist auch der Deutsche Seeflugwettbewerb 1926 angezeichnet, der wieder geeignet ist, als Gradmesser für den lebendigen deutschen Fliegergeist, aber auch für die Qualitätsarbeit, die in der deutschen Flugzeugindustrie geleistet wird, zu dienen. Wir zweifeln nicht daran, daß auch dieser Wettbewerb als ein voller Erfolg zu buchen sein wird.

Abteilung 10. Originalflugzeuge.

Bearbeiter: Hauptmann a. D. Krupp, Dipl.-Ing. Manigold, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, e. V., Berlin. Major a. D. Tetens, Direktor des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller, Berlin.

Bei der Durchführung dieser Abteilung war der Leitgedanke, dem Publikum einen möglichst lückenlosen Überblick über die zurzeit bestehenden Flugzeugklassen zu geben (s. Abb. 38).

Angefangen beim Segelflugzeug, das wir schon bei der Besichtigung der Abteilung »Segelflug« besprochen haben, folgt als zweites ein Segelflugzeug mit Hilfsmotor, »Roter Vogel« von »Bäumer Aero«, Hamburg. Eigentlich als Segelflugzeug gedacht, wurde es nur mit einem schwachen Motor von ca. 10 PS ausgerüstet, um mit dessen Hilfe solche Stellen, an denen kein Aufwind herrscht, überfliegen zu können. Der Rote Vogel ist ein aus den Rhönwettbewerben bekannter erfolgreicher Vertreter dieser Klasse (s. Abb. 39).

Etwas größer und mehr dem reinen Motorflugzeug sich nähernd ist das Flugzeug der Bahnbedarf-A.-G. Darmstadt. Es zeigt noch starke Anlehnung an das Segelflugzeug, hat auch sehr gute Segeleigenschaften, d. h. es kann bei ruhendem Motor in Aufwindgebieten fliegen und dabei an Höhe gewinnen. Der Motor hat ca. 24 PS und befähigt das Flugzeug, auch mit zwei Insassen zu starten. Es hat beim Zugspitzflug-Wettbewerb 1925 den Sieg davongetragen (s. Abb. 40).

Ein ausgesprochenes Motorkleinflugzeug ist das von Daimler L 21a mit zwei kleinen Motoren, die am Tragflügel befestigt sind. Damit war die mehrmotorige Bauart zum erstenmal bei so kleinen Flugzeugen angewendet worden. Zweck dieser Anordnung ist: eine Erhöhung der Flugsicherheit dadurch, daß beim Versagen eines Motors noch so lange weitergeflogen werden kann, bis man einen geeigneten Landeplatz findet, von dem aus man nach der Reparatur wieder starten kann. Im deutschen Rundflug 1925 trug es in Klasse A den 1. Preis davon (s. Abb. 41).

Als nächstes in dieser Reihenfolge kommt das einsitzige Albatros-Sportflugzeug L 66a, das mit einem 33-PS-Motor ausgerüstet ist und Sport-, Kunstflug- und Trainingszwecken dient (s. Abb. 40).

Das zweisitzige Sport- und Reiseflugzeug der Udet-Flugzeugbau-G. m. b. H., U 10 mit 55-PS-Motor, ist eines der erfolgreichsten Flugzeuge und aus fast allen Wettbewerben der letzten Jahre rühmlichst bekannt. Dem Flugzeug sind zwei Schneekufen beigefügt (s. Abb. 42).

Als Sport- und Schulflugzeug findet der Junkers-Doppeldecker T 26 Verwendung, der mit einem Umlaufmotor ausgerüstet ist. Den Begriff des Umlaufmotors haben wir schon bei der Abteilung »Werdegang des Flugzeuges« kennen gelernt. Eigenartig für dieses Flugzeug ist, daß es auch geflogen werden kann, wenn man den unteren Tragflügel entfernt. Dann wird es als Trainingsflugzeug für fortgeschrittenere Flugschüler verwendet (s. Abb. 43).

Darnach kommen wir zum Sanitätsflugzeug von Dornier, das für den Krankentransport oder im Kriege für Verwundete verwendet wird. (s. Abb. 44). An der Steuerbordseite des Rumpfes ist eine große Öffnung vorgesehen, durch die zunächst eine Tragbahre eingesetzt wird. Mit Hilfe einer an der Außenwand befindlichen Kurbel kann man diese Bahre dann hochziehen und die zweite hineinheben. Eine gepolsterte Bank ist für vier Sitzplätze bestimmt. Die erforderlichen Medikamentschränke sind vorgesehen und vorne zwei Führersitze, sowie Toilette. Ein der Form nach gleiches Flugzeug ist als achtsitziges Verkehrsflugzeug »Dornier, Komet III« aus unserem Luftverkehr bestens bekannt.

Hinter dem Sanitätsflugzeug sind an der Wand einige Versuchstafeln von Dornier befestigt, die Zeugnis ablegen von der wissenschaftlichen Arbeit, die Hand in Hand geht mit der Werkstattarbeit. An der gleichen Wand sind außerdem auch noch interessante Versuchsergebnisse über Torsionsfestigkeit verschiedener Hölzer aufgehängt, die vom mechanisch-technischen Laboratorium der Technischen Hochschule München (Prof. Föppl) durchgeführt wurden.

Als letztes in der Reihe der Flugzeuge kommt das Großverkehrsflugzeug »G 23« von Junkers. Es ist mit 3 Motoren von insgesamt etwa 600 PS ausgestattet und bietet Raum für 12 Personen. Es ist mit Wasch- und Toiletteraum versehen, sowie mit den erforderlichen Gepäckräumen. Die Motoren werden alle vom Führersitz aus bedient, und das Flugzeug ist auch bei Versagen eines Motors weiter voll flug- und steuerfähig. Der Besucher kann hier Gelegenheit nehmen, die Inneneinrichtung eines modernen Verkehrsflugzeuges zu betrachten, indem er backbord einsteigt, durch die Kabine geht und an der steuerbord befindlichen Nottür, vor der sonst noch ein Sessel steht, die Kabine wieder verläßt. Dieser Typ ist seit über einem Jahr auf deutschen und ausländischen Verkehrslinien in Betrieb (s. Abb. 45).

Zwischen den Flugzeugen stehen noch zwei Betankungsanlagen und zwar ein stationärer Pumpständer und eine fahrbare Pumpe der Deutsch-amerikanischen Petroleumgesellschaft Hamburg. Außerdem ein sehr gut gelungenes Modell, das die Nachtflugstrecke Berlin—Stettin—Swinemünde darstellt. Es wurde von Flugschülern der Deutschen Verkehrsfliegerschule Staaken hergestellt und von J. Pintsch, A.-G., Berlin, mit der Leuchtsignalanlage ausgestattet. An der Decke hängt außer dem bereits erwähnten Modell des ZR III ein Heinecke-Fallschirm (s. Abb. 46) von Schroeder & Co., Berlin.

Eine große Zahl von guten Modellen weiterer deutscher Sport- und Verkehrsflugzeuge erhöheu den Überblick über die z. Zt. verwendeten Typen und lassen es weniger schmerzlich empfinden, daß infolge Raummangels nicht mehr Originalflugzeuge ausgestellt werden konnten.

Damit ist der Rundgang durch die Ausstellung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V." beendet und, wie schon eingangs erwähnt, wollen wir hoffen und wünschen, daß jeder Besucher einen tiefen Einblick gewinnt in das weite Gebiet der Luftfahrtwissenschaft und -praxis und daß damit sein Vertrauen zur Fliegerei gestärkt wird, so daß jeder einzelne bereit ist, das deutsche Flugwesen in seinem schweren Kampf ums Dasein tatkräftig zu unterstützen.

Mit Flugzeug und Luftschiff am Nordpol![1])

Von Engberding.

Auf zwei großen Heerstraßen bewegt sich die Entwicklung der Luftfahrt voran: Krieg und Verkehr. Uns Deutschen ist der erste Weg durch die Sperrmauer des Versailler Friedens verbaut. Aber auch auf dem zweiten durften wir nach dem verlorenen Kriege nur auf einem kleinen holperigen Nebenpfade vorwärtsschreiten, eifersüchtig von der Entente bewacht, daß wir nicht etwa wirklich leistungsfähige Fahrzeuge in Dienst stellen und der Welt zeigen konnten, wie hoch unser Können war. Man wußte bei Kriegsende im Auslande ganz genau, daß wir in der Luftfahrt so manches geleistet hatten, was die anderen noch nicht konnten; man wußte auch, daß es für uns nur eine Kleinigkeit gewesen wäre, unsere Kriegserfahrungen dazu zu benutzen, um sofort Luftfahrzeuge für die friedlichen Zwecke des Verkehrs und der Kultur zu erbauen von einer Leistungsfähigkeit, wie das Ausland es noch nicht konnte und zum Teil heute noch nicht kann. Denken wir nur zurück an unsere Luftschiffe und Riesenflugzeuge! Aber gerade das wollte man verhindern. Eifersucht war, was man oft vergißt, neben Handelsneid und militärischer Angst die Triebfeder der Knebelung unserer Luftfahrt. Man wollte erst selber zum mindest den Vorsprung einholen, den Deutschland damals hatte. Man wollte selber möglichst viel neue »Rekorde« aufstellen, die sinngemäß moralisch schon damals Deutschland gehörten. Es war kein ehrlich Spiel, einen Konkurrenten am Wettkampf zu hindern und dann sich selbst als »Sieger« hinzustellen!

Es sind das Worte, die wir in Deutschland schon oft gesagt haben; aber es ist nötig, sie immer wieder und wieder zu wiederholen, damit der wahre Sachverhalt nicht langsam in Vergessenheit gerate. Wir sind das unserer deutschen Luftfahrt schuldig!

Gewiß, nach den neuesten Abmachungen sind heute, acht lange Jahre nach Kriegsende, die Fesseln wenigstens unserer Verkehrsluftfahrt etwas gelockert worden. Aber wir wollen deshalb durchaus nicht vergessen, daß wir damit nur einen Teil eines uns widerrechtlich geraubten Rechtes wiedererlangen und daß wir noch lange keinen Grund zu irgendwelcher »Freude« haben. Zu schwer sind die Schäden, die wir inzwischen erlitten haben.

Solche Erwägungen gehen besonders eindrucksvoll durch unsere Gedanken, wenn wir Stellung nehmen sollen zu Ereignissen, wie sie kürzlich in der Arktis eintraten, wo Flugzeug und Luftschiff Leistungen vollbrachten, die in der ganzen Welt Aufsehen erregten. Wir Deutschen sind objektiv genug, diese Fahrten sachlich voll zu würdigen. Aber wir wollen auch mit vollem Bewußtsein so »subjektiv« bleiben, daß wir offen aussprechen, daß uns dabei ein Gefühl tiefster Bitterkeit erfaßt, wenn wir wieder einmal sehen müssen, daß hier fremde Luftfahrzeuge mit fremden Besatzungen unter dem Jubel der Welt das ausführen, was wir selber schon sofort nach Kriegsende hätten tun können, woran man uns aber eifersüchtig gehindert hat.

Wir wollen auch ruhig noch weiter gehen; wir wollen darauf hinweisen, daß ohne die Kriegsentwicklung der deutschen Luftfahrt diese fremden Leistungen — zum mindesten die des Luftschiffes — nicht möglich gewesen wären und daß wir ihnen auch heute noch überlegen sind. Auch damit erfüllen wir nur eine Pflicht der Gerechtigkeit gegenüber unserer eigenen Luftfahrt.

Gewiß, das »Ausland« wird hiervon kaum »Notiz nehmen«. Im Gegenteil, es wird ja bisher schon alles ängstlich verschwiegen, was den indirekten Anteil Deutschlands auch nur andeuten könnte. Wenn wir nun selber darauf hinweisen, so ist das auch durchaus nicht etwa »Neid« — der Durchschnittsdeutsche erkennt ja leider viel lieber fremde als eigene Leistungen an — sondern nur der Ausdruck eines berechtigten Selbstbewußtseins und Stolzes. Und gerade das tut uns heute mehr denn je not!

Am 9. Mai dieses Jahres ist der Amerikaner Byrd mit einem dreimotorigen Fokker-Flugzeug in 15½ h von Spitzbergen nach dem Nordpol und zurück, insgesamt etwa 2200 Kilometer geflogen.

Am 11. Mai begann der norwegische Polarforscher Amundsen mit dem von seinem Erbauer, dem italienischen Obersten Nobile geführten italienischen Luftschiff »Norge« eine Fahrt von Spitzbergen, bei der das Schiff in 71 h über den Nordpol nach Point Barrow in Alaska und von dort nach Teller bei Nome gelangte und dabei etwa 4200 km in ununterbrochener Fahrt zurücklegte.

Warum wurden diese Fahrten unternommen? Haben sie uns neue Ergebnisse gebracht? Werden sie irgendeinen Zukunftseinfluß ausüben? Drei wichtige Fragen!

Zunächst der Grund der Fahrten: Im Norden unseres Erdballs liegen in eisigem Schweigen noch immer weite Regionen, die keines Menschen Fuß je betrat. Wir wissen nicht einmal, ist dort Land oder Meer. Seit Jahrzehnten mühten sich unter großen Opfern kühne Männer zu Schiff oder auf beschwerlichen Schlittenexpeditionen dorthin vorzudringen. Zumal den geographischen »Punkt« des Nordpols wollte man erreichen. 1909 gelang dies Peary. Aber zwischen dem Pol und Nordamerika dehnte sich immer noch in einer ungefähren Länge von 2200 km und einer Breite von etwa 1200 km unerforschtes Gebiet.

Da bot sich nun in dem neu entstandenen Luftfahrzeug ein neues Forschungsmittel. In freier, durch die ungünstige Bodengestaltung und die Klimaschwierigkeiten nicht gehemmter schneller Fahrt zieht es hoch in der Luft geruhig seine Bahn, mit weitem Blick das ganze unter ihm liegende Gebiet im Umkreis von vielen Kilometern übersehend. In kurzer Zeit, in wenig Tagen, ja Stunden kann es an Hand seiner überlegenen Geschwindigkeit ein Gebiet überfliegen, zu dessen Durchquerung der Mensch früher, mühselig auf dem Erdboden dahinwandernd und von tausend Gefahren bedroht, Monate und Jahre gebrauchte.

In der Theorie hatte man schon lange an die Verwendung von Luftfahrzeugen im Nordpolargebiet gedacht. Auch einige praktische oder richtiger gesagt sehr unpraktische Versuche wurden gemacht. Erinnern wir uns an die verunglückte, von vornherein aussichtslose Fahrt Andrees mit dem Freiballon oder an die reichlich naiv versuchte Fahrt Wellmanns mit einem kleinen, gänzlich leistungsunfähigen und unerprobten Luftschiff. Im Jahre 1910 unternahm dann Graf Zeppelin eine Forschungsfahrt nach Spitzbergen, um zunächst einmal systematisch die allgemeinen Vorbedingungen der Luftschiffahrt in der Arktis zu studieren. Von der grundsätzlichen Eignung seines Luftschiffes für solche Fahrten war er schon lange überzeugt; er war sich aber auch darüber im klaren, daß das Luftschiff in seiner damaligen Ausführung noch zu wenig leistungsfähig dazu war.

Der Weltkrieg machte all diesen Plänen ein Ende, brachte uns aber gleichzeitig durch die glänzende Vervollkommnung von Luftschiff und Flugzeug zu bisher ungeahnten Leistungen die praktische Möglichkeit, jetzt solche Forschungsreisen unternehmen zu können. Die am Ende des Krieges vorhandenen deutschen Kriegs-Luftschiffe, sowohl die Starr-Luftschiffe der Typen Zeppelin und Schütte-Lanz mit ihren 62000 und 56000 m³ Gasraum, als auch das letzte der Prall-Luftschiffe P. L. 27 von 31000 m³ hätten eine Fahrt von Deutschland nach Spitzbergen und von dort nach Auffüllung ihrer Betriebsstoffvorräte über den Pol nach Alaska ohne Schwierigkeit, ja noch mit viel größerer Sicherheit als jetzt die Norge, durchführen können. Im Kriege sind von deutschen Luftschiffen bedeutend größere Lei-

[1]) Es dürfte wohl im gegenwärtigen Augenblick erwünscht sein, einmal einen zusammenfassenden Überblick über das Problem Luftfahrzeug-Polarforschung und über die Fahrten von Byrd und Amundsen zu erhalten. Wir haben daher den Verfasser gebeten, uns einen solchen zusammenfassenden Überblick zu geben. Die Schriftleitung.



stungen vollbracht worden, die in der deutschen Öffentlichkeit leider noch viel zu wenig bekannt und gewürdigt sind. Denken wir nur an eine einzige, an die berühmte Tat des Ostafrika-Luftschiffes L. 59, welches im Herbst 1917 von Jamboli in Bulgarien bis Khartum und zurück fuhr. Unter steter Bedrohung durch den Feind, ohne jede Hilfe durch meteorologische Nachrichten und Funkendienst, ohne Rückhalt an vorbereiteten Stützpunkten, noch dazu belastet mit einer für unsere in Ostafrika kämpfenden Brüder bestimmten reinen Transportladung von Medikamenten, Waffen und sonstigem Kriegsgerät im Gesamtgewicht von 15000 kg, legte es in 96 h ununterbrochener Fahrt die Riesenstrecke von 7000 km zurück und hatte trotzdem bei seiner Rückkehr noch Betriebsstoff für weitere 3000 km an Bord, hätte also mit Leichtigkeit insgesamt 10000 km durchmessen können, das bedeutet mehr als die dreifache Strecke Spitzbergen—Point Barrow!

Nach dem Kriege wurde uns dann, wie ich im einzelnen an dieser Stelle kaum auseinanderzusetzen brauche, jedes großzügige erfolgreiche Arbeiten in der Luftfahrt unmöglich gemacht.

Auch die Polarpläne konnte man nur noch in der Theorie weiterverfolgen. Im Zusammenwirken der verschiedenen Wissenschaften brachte man die Projekte zur Erforschung der Arktis mit dem Luftschiff zur Reife. Eine auf internationaler Grundlage beruhende Studiengesellschaft wurde zur Durchführung der Pläne gegründet. Zur Ausführung fehlten nur noch zwei »Kleinigkeiten«, das Geld und die Erlaubnis der Entente zum Bau des benötigten Groß-Luftschiffes.

Im Auslande war man sich zunächst noch nicht recht klar darüber, ob und inwiefern sich neben dem Luftschiff auch das Flugzeug für Polarforschungen eigne. Im vorigen Jahre wollte der Norweger Amundsen nach mehreren Fehlschlägen von Spitzbergen aus mit 2 Dornier-Flugzeugen den Nordpol erreichen. Der Versuch mißglückte. Ein Flugzeug ging verloren. Mit knapper Not gelang ihm die Rückkehr mit dem zweiten. Aber wenigstens erkannte er jetzt, wie er offen aussprach, die grundsätzliche Ungeeignetheit des Flugzeuges und die bessere Eignung des Luftschiffes für solche Expeditionen. Mit anerkennenswerter Energie gelang es ihm in kurzer Zeit das Unternehmen der Norge zustande zu bringen.

Wie steht's nun mit dieser in den letzten Jahren so oftumstrittenen und doch so unendlich einfachen und logischen Frage der besseren Eignung von Luftschiff oder Flugzeug? Vor etwa einem Jahr schrieb ich darüber in einem Buch über Luftschiffahrt[1]) folgendes: »Flugzeuge sind nicht das geeignete Mittel zur Erreichung des Nordpols und zur Erforschung der Nordpolargegenden (Abgesehen von einem Sonderfall). Das Luftschiff ist das naturgemäß Gegebene und wird diese Aufgabe mit Leichtigkeit lösen.«

Das Flugzeug hat für Flüge in den Regionen des ewigen Eises vor allem den schweren Nachteil, daß es bei den immer möglichen Motoren-Havarien und bei Betriebsstoffmangel landen muß. Packeis oder Schnee- und Eisfelder mit ihren unebenen und aus der Luft gar nicht zu beurteilenden Oberflächen, die vielleicht unter einer dünnen, alles nivellierenden Schneedecke gefährliche Bodenunebenheiten verbergen und nur trügerisch eine ebene Fläche vortäuschen, sind aber kein geeignetes Landungsfeld für ein Flugzeug, sei es mit einem Räder-Fahrgestell oder mit Schlittenkufen ausgerüstet. Ebensowenig bieten die oft vorhandenen, aber erfahrungsgemäß sich unter dem Druck der gewaltigen Eispressungen rasch verändernden oder schließenden Wasserrinnen innerhalb der Eisfelder eine gute Landungs- und Aufenthaltsmöglichkeit für Wasserflugzeuge. Ebenso gefährlich ist dort für alle Arten von Flugzeugen der Wiederaufstieg.

[1]) Engberding, Luftschiff und Luftschiffahrt in Vergangenheit, Gegenwart und Zukunft. Verlag des Vereins deutscher Ingenieure, Berlin.

Demgegenüber bietet das moderne Luftschiff, vorausgesetzt, daß es technisch erstklassig gebaut und geführt ist, den grundsätzlichen Vorteil, daß es ohne jede Gefahr eine beliebig lange Zeit in Nebel und Wolken fahren kann und daß es selbst bei Aussetzen sämtlicher Motoren infolge Havarie oder Betriebsstoffmangel nicht zu landen braucht. Havarierte Motoren kann es, ruhig als Freiballon weiter fahrend, wieder in Ordnung bringen. Seine Gasfüllung trägt es ja; nicht, wie beim Flugzeug, die Kraft seiner Motoren. Bei drohendem Betriebsstoffmangel kann es rechtzeitig mit stark verminderter Motorenleistung fahren, um auf diese Weise seinen Aktionsradius zu vergrößern und, besonders unter Ausnutzung günstiger Winde, einen Nothafen zu erreichen. Das Flugzeug aber muß, um sich überhaupt in der Luft zu halten, stets mit voller Motorenkraft fliegen. Auch eine vielleicht wegen eines Unfalls nötig werdende oder freiwillige Landung ist beim Luftschiff viel einfacher und gefahrloser. Ebenso liegt es beim Wiederaufstieg. Voraussetzung ist dabei natürlich, daß nicht etwa ein schwerer Sturm herrscht, wobei aber auch das Flugzeug ebenso gefährdet sein würde.

Weiterhin reicht die absolute Tragfähigkeit unserer heutigen Flugzeuge nicht aus, um solche größeren Strecken, wie die von Spitzbergen nach Alaska mit ihren etwa 3200 km, sicher zurücklegen zu können. Im Gegensatz zum Luftschiff, welches dazu ohne weiteres in der Lage ist.

Durchaus nicht zu unterschätzen ist auch die bessere Unterbringungsmöglichkeit für die Besatzung an Bord eines Luftschiffes bei derartig langen Fahrten unter schwierigen klimatischen Verhältnissen und mit ihrer ungeheuren Nervenanspannung.

Es dürften dies neben anderen die Hauptgründe sein für die grundsätzliche Überlegenheit des Luftschiffes für Forschungsfahrten in der Arktis. In einem Sonderfall wird man freilich auch Flugzeuge mit Erfolg einsetzen können, wenn man nämlich von einem festen, gut ausgerüsteten Stützpunkt aus kürzere Erkundungsfahrten mit jedesmaliger Rückkehr zum Abflugsort unternimmt. Man kann mit ihnen, wenn man sie strahlenförmig anlegt, ein großes Gebiet mit verhältnismäßig großer Sicherheit und Gründlichkeit durchforschen. Derart waren z. B. die Fahrten durchgeführt, die der Schweizer Flieger Mittelholzer von Spitzbergen aus im Jahre 1923 mit einem Junkers-Flugzeug unternahm, oder die amerikanische Expedition von Mac Millan im vorigen Jahre zur Erforschung von Peary-Land von Etah in Nordwest-Grönland aus. Benutzt man dann noch mehrere, natürlich mit Funkentelegraphie auszurüstende Flugzeuge, die sich gegebenenfalls bei Notlandungen gegenseitig zu Hilfe kommen können und legt man systematisch weit vorgeschobene Betriebsstoff- und Lebensmittel-Depots an, welche die Flugzeuge selbst am Anfang ihrer Tätigkeit einrichten können, so kann der Wirkungsbereich und die Sicherheit noch weiter gesteigert werden. Gegen diese Art von Flugzeug-Expeditionen in der Arktis ist nichts einzuwenden; im Gegenteil, sie können z. B. für die genaue kartographische Aufnahme weiter Gebiete von hohem wissenschaftlichen Werte sein.

Etwas grundsätzlich anderes ist es aber, wenn man solche langen Strecken, wie die von Spitzbergen nach Alaska, zurücklegen will. Das wird m. E. die »Domäne« des Luftschiffes bleiben. Daran wird sich auch nichts ändern, wenn man zu immer größeren Flugzeugen mit immer größerem Aktionsradius kommen wird. Denn dann werden auch die Abmessungen der Flugzeuge selbst immer größer, und damit steigt auch die Gefahr bei einer Landung auf ungünstigem Gelände.

Auf der anderen Seite bietet das Flugzeug auch nicht etwa als »Ausgleich« Vorteile gegenüber dem Luftschiff. Seine größere Geschwindigkeit, an die man zunächst unwillkürlich denken könnte, ist für Forschungsfahrten eher ein Nachteil, weil man eben viel geringere Zeit zur Beobachtung des überflogenen Gebietes zur Verfügung hat. Außerdem ist es beim Luftschiff auch sehr wertvoll, daß es sich

im Bedarfsfalle ruhig über einem gewünschten Punkte still in der Luft hinlegen kann, um genaue, längere Zeit erfordernde Beobachtungen zu machen, während das Flugzeug dauernd in rascher Fahrt sein muß.

Nun ist aber auch nicht jedes Luftschiff für diese Polarfahrten geeignet. Für wirkliche wissenschaftliche Expeditionen, bei denen man eine große Reihe von Feststellungen auf geographischem, ozeanographischem, meteorologischem, aerologischem, funkentechnischem, erdmagnetischem Gebiete machen will, braucht man unter allen Umständen ein Groß-Luftschiff, weil nur ein solches die nötige absolute Tragkraft besitzt, um das dazu erforderliche Personal und Material und den benötigten Betriebsstoff für lange Fahrten sowie eine ausreichende Polarausrüstung für die Besatzung für den Fall eines theoretisch natürlich in Rechnung zu setzenden Verlustes des Schiffes mitnehmen zu können. Ein kleines Luftschiff kann das nicht leisten. Sicherheit des Erfolges — nicht Vabanque-Spiel! Gründliche wissenschaftliche Forschungsmöglichkeit — nicht dilettantisches Vorüberhuschen! Das sind die Gegensätze in der Leistung des großen und kleinen Luftschiffes in der Arktis!

Nun ist es noch immer so in der Geschichte der Menschheit gewesen, daß auf jedem »Neuland« neben der ernsten wissenschaftlichen Forschung sehr oft zuerst auch der Abenteurer oder der rekord- und sensationsbegierige Sportmann voranging, dem es nur darauf ankommt, die Augen der Welt auf sich und seine Leistung zu lenken und persönlichen Ruhm zu gewinnen; und der sich manchmal, weil sich das »gut macht«, auch noch das Mäntelchen der »Wissenschaft« umhängt. Die nüchterne Kritik muß da scharf unterscheiden.

Auch Sportfahrten haben natürlich ihre Berechtigung und können als solche hoch zu wertende kühne Leistungen kühner Männer darstellen. Oft haben sie auch noch einen weiteren ungewollt eintretenden Nebenerfolg dadurch, daß sie das Interesse der Allgemeinheit der Menschen überhaupt erst auf ein bestimmtes Gebiet hinlenken und daß sie Zukunftsmöglichkeiten sozusagen »populär« machen, welche bis dahin nur von wenigen Fachleuten gewußt waren. Auch Sportleistungen können so zu Pionierfahrten des Fortschrittes auf einem ernsten Kulturgebiete werden.

Alle die vorstehenden Gesichtspunkte muß man sich einmal in aller Ruhe klar durchdenken, um die richtige »Einstellung« zu den jetzigen Polarfahrten von Flugzeug und Luftschiff zu finden. Beides waren keine wissenschaftlichen Unternehmungen; aber es waren ausgezeichnete Sportleistungen; Beweise für den Wagemut kühner Männer und für die Vollkommenheit unserer heutigen Luftfahrzeuge. Nicht mehr und nicht weniger.

Über den Verlauf der Fahrten von Byrd und Amundsen ist in der Tagespresse soviel berichtet worden, daß ich mich hier wohl ganz kurz fassen kann. Byrd, der ursprünglich beabsichtigt hatte, in mehrmaligen Flügen von Spitzbergen aus ein Betriebsstoffdepot und einen Stützpunkt in Nordgrönland, in Peary-Land, einzurichten und dann von dort aus den endgültigen Hin- und Rückflug zu dem von da nur noch 700 km entfernten Nordpol zu unternehmen, hatte sich, um Amundsen bei der Erreichung des Nordpols zuvorzukommen, entschlossen gehabt, die Anfang Mai herrschenden glänzenden Wetterverhältnisse auszunutzen und einen direkten Flug zu unternehmen. Er benutzte dabei zur Ortsbestimmung den Sonnenkompaß. Ob er genau den geographischen »Punkt« des Nordpols »gefunden« hat, lasse ich dahingestellt. M. E. ist das aber auch mehr nebensächlich. Seine Leistung als Flieger war auf jeden Fall ausgezeichnet; ebenso die Leistung des Flugzeugs. Wäre er freilich unterwegs aus irgendeinem Grunde zu einer Notlandung gezwungen gewesen, so wäre er, wie offen zugegeben wurde, menschlichem Ermessen nach nicht wieder zurückgekommen, falls ihn nicht etwa später die Norge aufgefunden hätte. Ob übrigens diese »Möglichkeit« nicht vielleicht auch mitbestimmend für den Flug von Byrd war?

Wenige Tage nach diesem Flug trat die »Norge« ihre Fahrt an. Nach Überfliegen des Nordpols soll, soweit die bisher vorliegenden spärlichen Nachrichten mitteilen, viel Nebel, Schneegestöber und Wolkenwetter eingetreten sein, so daß man von der überfahrenen Gegend nur gelegentlich etwas sehen konnte. Land wurde dabei nicht gesichtet. Es ist das freilich m. E. kein Beweis dafür, daß Land auch wirklich nicht vorhanden war, weil man eben viel zu wenig Ausblick hatte, und weil man ja das unerforschte Gebiet nur in einer einzigen »Linie« überflog, während es doch schließlich, wie schon gesagt, eine Breitenausdehnung quer zur Fahrtrichtung von über 1000 km hat!

Das beabsichtigte Ziel, Point Barrow in Alaska, wurde erreicht. Von dort gelangte das Schiff mit dem Aufwand seiner letzten Reserven bis in die Nähe von Nome, wo alles zur Landung vorbereitet war. Um aber in dem unsichtigen Wetter den Weg nicht zu verfehlen und womöglich ohne Betriebsstoff auf das offene Meer hinausgetrieben zu werden, entschloß man sich zur Landung und Entleerung des Schiffes in Teller, etwa 90 km von Nome. Die Landung soll, wie erst recht spät bekanntgegeben wurde, luftschifferisch nicht gerade gut und glücklich verlaufen sein. Das Schiff wird jetzt abgerüstet und soll verkauft werden.

Was hat uns dieses Fahrt nun, abgesehen von dem erwähnten geringen wissenschaftlichen Ergebnis, in luftschifferischer und technischer Hinsicht Neues gebracht? — **Nichts!** Wir deutschen Fachleute wußten seit langem, daß das Luftschiff an sich solche Leistungen vollbringen kann. Wir wußten auch auf Grund unserer eigenen Kriegserfahrungen, worin die Schwierigkeiten gerade dieser Fahrt in den Regionen von Schnee, Eis, Nebel und Kälte bestehen würden. Die Italiener freilich waren, worauf ich schon vor der Fahrt besonders aufmerksam machte, weniger darauf vorbereitet, weil sie nur das Fahren über ihrem sonnigen, nebel- und wolkenarmen und warmen Mittelmeer gewöhnt waren. Es trat also scheinbar allerlei für sie Neues auf. So wurde z. B. berichtet, daß sich während der Fahrt am Schiffskörper überall ein starker Eisansatz gebildet hätte, welcher vom Rücken des Schiffes in Stücken herunterfiel und von den Propellern erfaßt und mit der Wucht eines Geschosses gegen die Gashülle geschleudert wurde. Nur mit vieler Mühe konnten die dadurch entstehenden Leckagen gedichtet werden. Beinahe hätten sie zu einer Katastrophe geführt, weil vor Schluß der Fahrt alles Dichtungsmaterial aufgebraucht war. Den italienischen Luftschiffern kam dieses Geschehnis scheinbar recht unerwartet, zum mindesten in seinem gefährlichen Umfange. Wir in Deutschland hatten dieses Tatsache bereits im Kriege zur Genüge kennen gelernt und wir hatten auch bereits die nötigen, den andern aber scheinbar auch heute noch nicht alle bekannten Gegenmittel gefunden.

Es ist übrigens ein eigenartiges Zusammentreffen, daß ich in meinem vorher bereits erwähnten Buche zufälligerweise gerade diese aus vielen anderen herausgegriffene Tatsache als ein »Beispiel« dafür angeführt hatte, daß man ein Luftschiff nicht allein vom »grünen Tisch« aus konstruieren könne, sondern daß »dazu unzählig viele Erfahrungen gehörten, welche sich theoretisch nicht fassen ließen, sondern nur allmählich durch einen langen Betrieb unter den verschiedenartigsten äußeren Bedingungen gewonnen werden könnten«. Deutschland besitzt diese Erfahrungen; das Ausland noch nicht. Bei der Norge-Fahrt haben wir wieder einmal, wie schon so oft nach dem Kriege, den Beweis dafür gesehen.

Die Norge war an sich ein gutes Luftschiff. Die Italiener haben auf dem Gebiete des Baus kleinerer Halbstarr-Luftschiffe schon seit Jahren Tüchtiges geleistet. Zugute kam es ihnen natürlich auch, daß sie durch die Auslieferung der deutschen Luftschiffe — die Bodensee fährt heute noch als italienisches Marine-Luftschiff! — die deutschen, im Kriege auf eine hohe Stufe der Vollkommenheit gelangten Luftschiff-Konstruktionen kennen lernten. Welche besondere Wichtigkeit gerade dieser Punkt hat, wird wohl nur der Fachmann voll beurteilen können. Es ist recht interessant, schon allein das äußere Bild der letztgebauten Norge mit

dem der deutschen Luftschiffe Bodensee und P. L. 27 zu vergleichen und dann noch, wie neulich ein bekannter deutscher Luftschiffführer vorschlug, dazu ein Bild der früheren italienischen Halbstarr-Luftschiffe als Gegenstück zu nehmen. Es soll dies durchaus nicht eine Herabsetzung der Leistung der italienischen Techniker bedeuten. Im Gegenteil, die Norge ist ein ausgezeichnetes Luftschiff, und sie ist ausgezeichnet geführt worden. Aber ich bin fest davon überzeugt, daß die Leistung dieses Schiffes ohne die glänzende Kriegsentwicklung der deutschen Luftschiffe nicht möglich gewesen wäre. Wir brauchen uns ja auch nur daran zu erinnern, daß auch in anderen Ländern, in England und Amerika, in und nach dem Kriege die deutschen Luftschiffe als ausgesprochene und oft bis in die kleinsten Einzelheiten hinein nachgeahmte Vorbilder gedient haben.

Ein Punkt muß noch ganz besonders hervorgehoben werden, den ich bezeichnenderweise bisher in keiner einzigen ausländischen Meldung gefunden habe. Luftschiffahrt über große Entfernungen — die Norge hat etwa 4200 km in ununterbrochener Fahrt von 71 Stunden zurückgelegt — ist ausschlaggebend abhängig von dem Durchhalten der Motoren. Die Norge aber besaß — deutsche Maybach-Motoren! Wir wissen, wieviel »Kinderkrankheiten« unsere deutsche Luftschiffahrt noch im Kriege durchmachen mußte, bis wir endlich einwandfreie und viele Tage lang laufende Motoren und Motorenanlagen besaßen. Der Erfolg der Norge-Fahrt ist zu einem großen Teil diesen deutschen Maybach-Motoren, einem Meisterwerk deutscher Technik zu danken. Hierauf hinzuweisen, haben wir gleichfalls nicht nur das Recht, sondern die Pflicht!

Auch noch so manche anderen wichtigen Einrichtungen an Bord der Norge sind auf Deutschland zurückzuführen oder in Deutschland in oder nach dem Kriege entstanden. Auch auf rein wissenschaftlichem Gebiet wurde bei der Fahrt der Norge von der Arbeit deutscher Gelehrten praktischer Gebrauch gemacht, wie z. B. bei der Funkpeilung zur Bestimmung des jeweiligen Standortes des Schiffes. Ich möchte aber nicht näher hierauf eingehen, um nicht den Eindruck zu erwecken, als ob durch eine solche Einzelkritik etwa die Leistung des Schiffes in sich verkleinert werden sollte.

Die Norge hatte entsprechend ihrer geringen Größe von nur 19000 m³ auch nur eine geringe Tragkraft und konnte daher auch nur soviel Betriebsstoff mitnehmen, daß sie unter günstigen Bedingungen gerade hinüber kam. Die Fahrt wurde dadurch stark abhängig von unerwarteten Zufälligkeiten, wie Gegenwind, Schneesturm, Nebel, falscher Orientierung, Havarien u. dgl. Glücklicherweise waren die Verhältnisse im allgemeinen günstig. Das Wagnis gelang. Als besonders anerkennenswerte Leistung muß auch noch die gute Navigierung des Schiffes hervorgehoben werden. Eine Einzelkritik der Fahrt in luftschifferischer Hinsicht sollte man heute aber lieber noch nicht vornehmen, sondern erst genauere Berichte abwarten. Das große Bild hat man freilich heute schon durchaus.

Zurzeit operiert noch eine weitere Flugzeug-Expedition in der Arktis. Der Australier Wilkins, der eine von amerikanischer Seite ausgerüstete Expedition führt, ist vor kurzem von dem Ausgangspunkte Fairbanks inmitten Alaskas mit 2 Fokker-Flugzeugen auf dem Luftwege nach Point Barrow vorgestoßen und will von diesem Stützpunkt aus angeblich mit seinem dreimotorigen großen Flugzeug die 3300 km nach Spitzbergen über den geographischen Nordpol fliegen. Nach anderen scheinbar richtigeren Nachrichten soll nicht diese, sondern eine andere Fahrt von etwa gleicher Länge unternommen werden, nämlich von Point Barrow aus nach dem sogenannten »Pol der Unzugänglichkeit«, d. h. etwa dem Mittelpunkt des unbekannten Polargebietes, und von dort aus in einem weiten, in der Richtung auf Spitzbergen zu ausholenden Bogen wieder zurück nach Point Barrow. Die Expedition soll mit ihren Flugzeugen bisher ziemliches Mißgeschick gehabt haben. Ich halte ihre Aussichten für die langen Strecken für sehr gering und bin überzeugt, daß sie sich mit kürzeren Flügen begnügen wird.

Nimmt man die bisherigen Fahrten von Flugzeug und Luftschiff zusammen, so wird man als heute nicht mehr umzustoßendes Ergebnis für die Zukunft sagen können: Nachdem einmal der sportliche Ehrgeiz befriedigt ist, als Erster eine solche Polarfahrt gemacht zu haben, wird man jetzt mit nüchterner Überlegung an die weitere wissenschaftliche Erforschung der Arktis aus der Luft herangehen können und wird dazu unter allen Umständen ein leistungsfähiges Groß-Luftschiff wählen müssen, welches imstande ist, mit mehreren Zwischenlandungen von Spitzbergen aus nach Alaska und wieder zurück in vollkommener Sicherheit zu fahren. Flugzeug-Expeditionen werden daneben — ich erinnere an die Expedition von Mac Millan — von einzelnen besonders geeigneten Punkten aus systematische, mit kartographischen Aufnahmen verbundene Stichfahrten durchzuführen haben.

Wir wollen auch nicht übersehen, daß sich jetzt folgerichtig das Interesse der »Entdecker zur Luft« den Südpolargegenden zuwenden wird. Hier sind noch »Rekorde« zu holen! Dabei wird freilich, worauf ich leider nicht näher eingehen kann, hier in der Antarktis das Flugzeug überhaupt kaum eine Rolle spielen können; ebensowenig ein kleines Luftschiff, sondern ausschließlich ein leistungsfähiges Groß-Luftschiff.

Die kommende rein wissenschaftliche Erforschung der Arktis wird sich in mancher Hinsicht übrigens auch praktisch auswirken. Um nur einen Punkt herauszugreifen, denke man an die Möglichkeit einer besseren Wettervoraussage in Europa, sobald einmal die meteorologischen, aerologischen und Eisverhältnisse in der Arktis näher erforscht sind, und zwar nicht nur in einmaliger, sondern in systematischer dauernder Tätigkeit. Ganz besondere Bedeutung messe ich dabei dem Projekt — auch in anderer Hinsicht — bei, welches mit dem Luftschiff eine Beobachtungsexpedition nach den heute noch nicht bekannten Gebieten bringen und vielleicht nach einem halben Jahr wieder abholen will. Schwierigkeiten bestehen dabei nicht, vorausgesetzt, daß man eben ein leistungsfähiges Groß-Luftschiff benutzt.

Die nächsten Fahrten in der Arktis werden uns auch ein klareres Bild darüber verschaffen, wie die geplanten Luftschiff-Verkehrslinien über diese Gegenden hin am besten eingerichtet werden müssen. Es ist ja selbstverständlich, daß man den ersten Luftschiffverkehr über große Entfernungen nicht gerade über den Polargebieten beginnen wird. Denn man fängt keine Arbeit unnötigerweise bei ihrem schwierigsten Ende an, falls man nicht dabei außergewöhnliche, sonst nicht vorhandene Vorteile vermutet. Aber, sobald andere, einfacher aufzubauende und mindestens ebenso günstige Verkehrslinien mit dem Luftschiff, z. B. von Europa nach Süd-Amerika, von Europa nach Australien u. a. in Betrieb sind, wird man auch logischerweise an die Nordpolarlinien herangehen.

Dabei wird man die Erfahrungen und die Mitarbeit Deutschlands nicht entbehren können. Gerade die Fahrt der nichtdeutschen Norge hat das, bei aller Anerkennung ihrer Leistung, dem Fachmann, der sehen will, wieder einmal gezeigt. Kaufleute und Techniker, die solche Welt-Verkehrspläne aber durchführen müssen, pflegen nüchtern zu rechnen. Sie pflegen im allgemeinen auch nicht gerne unnötigerweise neues Lehrgeld zu bezahlen, nur um irgendeinem eigenbrötlerischen Dünkel zu huldigen. Und ich glaube auch weiter, daß die Welt jetzt endlich so »vernünftig« geworden sein dürfte, daß sie für ein solches friedliches Zusammenarbeiten zu haben sein wird. Nur eine Zusammenarbeit auf internationaler Grundlage kann bei der nun einmal gegebenen Sachlage zu einem Erfolge führen. Luftfahrt ist international; das bedeutet aber nicht nur, daß die Luftfahrzeuge als solche über den Boden des Einzelstaates hinaus ihren Weg über verschiedene Länder nehmen müssen, sondern daß man auch ein friedliches gemeinsames Zusammenarbeiten dazu braucht.



Der Flug von Byrd war eine glänzende Fliegerleistung, wohl eine der kühnsten bisher überhaupt. Aber er war für die Weiterentwicklung m. E. nicht bedeutungsvoll, weil er in fliegerischer Hinsicht nichts Neues darstellte und weil das Flugzeug sowieso schon seinen Siegeszug angetreten hat. Anders bei der Fahrt des Luftschiffes Norge. In der Luftschiffahrt herrscht seit Kriegsende Stillstand. Nur unterbrochen durch gelegentliche unnötige Katastrophen ausländischer Luftschiffe. Das Interesse nahm ab. Der trübe Staub des Vergessens senkte sich auf die Sache selbst. Durch die Norge-Fahrt wurde dieser Staub weggeblasen. Wenn sie uns Deutschen auch nichts Neues brachte, so sah die Welt doch wieder einmal, was das Luftschiff leisten kann und welche Möglichkeiten hier noch immer nicht ausgenutzt sind.

Vielleicht gibt das den letzten noch fehlenden »Anstoß«, daß man endlich einmal mit praktischem Arbeiten beginnt. In diesem Sinne haben auch wir in Deutschland Grund zur Freude über diese Fahrt, trotzdem es uns verwehrt war, sie selber durchzuführen.

Anti-Stall Gear[1]).

(Sackflug-Schutzgerät.)

Von M. L. Bramson.

Herr Präsident, meine Herren! Bevor ich auf den eigentlichen Gegenstand meiner Abhandlung komme, möchte ich der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt für ihre gütige Einladung zu diesem Vortrage danken. Ich bitte auch Herrn Major von Tschudi meinen aufrichtigen Dank entgegenzunehmen für alle seine Bemühungen, mit denen er die Abhaltung des Vortrages ermöglichte.

Ich glaube, wir alle stimmen darin überein, daß es kaum ein besseres Mittel zur Hebung der internationalen freundschaftlichen Beziehungen gibt als den ungehinderten Austausch technischer Erfahrungen, und deshalb begrüße ich diese Gelegenheit, um einerseits Neues zu lernen, anderseits um Sie über einige neue Erfahrungen von allgemeinem flugtechnischen Interesse zu unterrichten, die wir in England bereits gemacht haben.

Die Erfindung, über die ich heute abend eingehend sprechen will, dankt ihre Entstehung folgenden elementaren Überlegungen:

Ein Flugzeug stellt die Vereinigung von großer menschlicher Arbeitskraft und hohem Materialwert dar. Die im Flugzeug beförderten Menschen repräsentieren einen weiteren unschätzbaren Wert. Ist es nicht völlig unsinnig, daß eine derartige Wesenheit plötzlich einem nicht wieder gutzumachenden Unglück und der Vernichtung preisgegeben wird nur durch ein Versehen oder irrtümliche Beurteilung des Flugzeugführers? Es ist ohne weiteres klar, daß ein unerfahrener Pilot, selbst im gewöhnlichen Geradeausflug, sich leicht in der Beurteilung irren kann, aber ich behaupte weiter — und die Statistiken der ganzen Welt beweisen es — daß auch ein noch so guter Flugzeugführer, der durch Motordefekt, Nebel, oder die Notwendigkeit einer Notlandung auf ungeeignetem Gelände abgelenkt wird, Gefahr läuft, seine Fluggeschwindigkeit außer acht zu lassen. Tatsächlich sind über 80 vH tödlicher Unfälle mit dem Flugzeug durch den unbeabsichtigten Verlust der erforderlichen Fluggeschwindigkeit unter solchen Umständen entstanden.

Diese Überlegungen wurden durch einen besonderen Unfall bestärkt, der sich am Weihnachtsabend 1924 mit einer Maschine der Imperial Airways zutrug, und bei dem der Flugzeugführer und 7 Passagiere ums Leben kamen. Infolgedessen wurde mit aller Kraft an der Erfindung einer Vorrichtung gearbeitet, die diese Art von Unfällen verhindern konnte.

---

[1]) Vortrag gehalten durch M. L. Bramson A. C. G. I., M. I. Ae. E., vor der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«, Berlin, am 21. Mai 1926, 7,30 abends.

Unbeabsichtigtes Durchsacken.

Wenn man die Tatsache anerkennt, daß unbeabsichtigtes Durchsacken einen außerordentlich hohen Prozentsatz der Unglücksfälle verursacht, so muß man notwendigerweise sorgfältig einige der Umstände prüfen, die zum unfreiwilligen Durchsacken führen können, und die bis jetzt zu wenig beachtet worden sind.

Begriff des Durchsackens. Oft wird der Punkt, in dem das Durchsacken beginnt, als derjenige betrachtet, an dem das Flugzeug zu »sinken« beginnt oder steuerlos wird. In Wirklichkeit kann aber ein Flugzeug auch durchsacken, ohne daß eins von beiden eintritt. Es scheint deshalb zweckmäßig, den Punkt, in dem das Durchsacken eintritt, unzweideutig festzulegen. Da ein Flugzeug bei den verschiedensten Geschwindigkeiten, die nicht nur von seiner statischen Belastung (Fluggewicht), sondern auch von seiner dynamischen Beanspruchung in einer Kurve, bei einem Überschlag oder beim Abfangen abhängt, durchsacken kann, so ist es zweckdienlich, den Punkt, in dem das Durchsacken beginnt, im Verhältnis zum Anstellwinkel festzulegen, und damit für ein gegebenes Flugzeug konstant zu machen. Im folgenden wird infolgedessen ein Flugzeug als »durchsackend« bezeichnet, wenn es den Anstellwinkel erreicht, bei dem seine Polarkurve den größten Auftriebsbeiwert hat, anders ausgedrückt, wenn es unmöglich ist, den Grad seiner vertikalen Abwärtsbewegung zu verringern, ohne ihn vorher zu vergrößern, ganz gleichgültig, wie die Steuerung gehandhabt wird.

Steuerungsmöglichkeit unterhalb der Absackgeschwindigkeit. Es ist viel über die Zweckmäßigkeit geschrieben worden, daß ein Flugzeug unterhalb der Absackgeschwindigkeit steuerbar bleibt. (Auf Grund des vorigen Abschnitts setzen wir lieber an Stelle dieses Ausdrucks »Steuerfähigkeit oberhalb des Anstellwinkels, bei dem das Durchsacken eintritt«. In folgendem kurz »Durchsackwinkel« genannt.) Unzweifelhaft würde es ein großer Schritt vorwärts sein, wenn wir jeden senkrechten Absturz verhindern könnten. Trotzdem ist die allgemeine Auffassung irrig, daß, wenn dieses Problem gelöst wäre, unfreiwilliges Durchsacken nicht mehr gefährlich oder wenigstens unerwünscht wäre. Betrachten wir die Tatsachen:

Durchsacken in großer Höhe beeinträchtigt nicht die Sicherheit, und wir haben darum nur die Folgen zu betrachten, die beim Durchsacken in der Nähe des Erdbodens eintreten. Im allgemeinen ist es immer dasselbe Bild: Ein aussetzender Motor, schwieriges Landegelände unterhalb des Flugzeuges und ein unruhiger Flugzeugführer. Die Möglichkeit, ein kleines Feldstück, umgeben von Häusern oder Bäumen, als Landeplatz zu wählen, hängt nun vollkommen von der Fähigkeit des Flugzeugführers ab, jeden Meter Höhe zum Gleiten und Manöverieren auszunutzen. Sollte er, ohne es zu merken, durchsacken, so würde er, auch wenn die Längs- und Querstabilität erhalten bliebe, plötzlich schnell an Höhe verlieren bei einem steilen Gleitwinkel, ohne die Möglichkeit zu haben, die Sinkgeschwindigkeit zu vermindern, oder sich sein Landegelände auszusuchen. Infolgedessen ist es klar, daß es nicht genügt, das Durchsacken durch Steuerfähigkeit oberhalb des Durchsack-Winkels weniger gefährlich zu machen, so erwünscht dies auch ist. Wir müssen trachten, unfreiwilliges Durchsacken überhaupt auszuschalten.

Anzeichen für das Durchsacken. Gegenwärtig gibt es drei Möglichkeiten für den Flugzeugführer, um den Beginn des Durchsackens zu bemerken. Er kann entweder (1) bemerken, daß seine Steuerausschläge schlecht wirken, oder (2) er kann roh die Lage seines Flugzeuges im Verhältnis zu seinen Motorumdrehungen abschätzen, oder (3) er kann seinen Geschwindigkeitsmesser oder irgendein anderes Gerät beobachten, das ein Durchsacken anmeldet.

Die erste Art ist, ausgenommen bei sehr leichten und sehr feinfühligen Flugzeugen, unzuverlässig. Die zweite Methode verursacht ein ganz rohes Raten und ist sehr ungenau. Die dritte Art, welche vom Geschwindigkeitsmesser

oder einem gleichwertigen Gerät abhängt, wird fast nur benutzt, wenn es auf Fliegen nach der Zeit ankommt.

Wir wollen daher zuerst prüfen, in welchen Grenzen man sich auf einen Geschwindigkeitsmesser oder ein ähnliches Instrument verlassen kann, wenn er ein bevorstehendes Durchsacken anzeigen soll. Angenommen, der Geschwindigkeitsmesser zeigt die wahre Fluggeschwindigkeit genau genug an und der Flugzeugführer kennt die Fluggeschwindigkeit bei der das Durchsacken seines Flugzeuges, wie es gerade beladen ist, beginnt, so ist es klar, daß bei gleichförmiger Fluggeschwindigkeit der Geschwindigkeitsmesser alle notwendigen Aufklärungen gibt. Bei ungleichförmiger Fluggeschwindigkeit dagegen kann der Geschwindigkeitsmesser falsche und gefährliche Anzeigen geben. Um das zu erklären, soll ein Beispiel folgen. Setzen wir den Fall, daß ein Flugzeug im Geradeausflug bei einer Geschwindigkeit von 88 km durchsackt. Es hat ein Gesamtgewicht von 2720 kg und befindet sich im Gleitfluge mit abgestelltem Motor bei einer gleichförmigen Geschwindigkeit von 152 km/h. Aus irgendwelchen Gründen hat der Flugzeugführer die Geschwindigkeit auf 144 km/h herabgesetzt. Ein Blick auf den Geschwindigkeitsmesser wird ihm dann die Versicherung geben, daß er noch die für ihn ungefährliche Geschwindigkeit von 144 km/h hat. In Wirklichkeit kann sich aber folgendes ereignet haben: Beim Verringern der Fluggeschwindigkeit von 152 auf 144 km/h hat der Flugzeugführer die Maschine unwillkürlich zu steil genommen, und statt in gleichbleibender Geschwindigkeit befindet sich sein Flugzeug in einer schnellen Geschwindigkeitsabnahme.

Stellen wir fest, wie lange dieser Zustand bestehen kann, bis der Durchsackwinkel erreicht ist. Zu diesem Zweck ist es unnötig, allzu genaue Berechnungen zu machen. Wir schätzen die Gleitzahl auf 1:8 und nehmen an, daß sie zwischen 88 und 144 km/h konstant ist.

Der Widerstand des Flugzeuges beträgt infolgedessen $\frac{2720}{8} = 340$ kg. Seine kinetische Energie, welche infolge des Widerstandes verzehrt wird, beträgt bei 144 km/h 225000 mkg; bei 88 km beträgt sie 85000 mkg. Der Unterschied — 140000 mkg — gibt die für den Horizontalflug verfügbare Energie, die verzehrt werden muß, bevor das Durchsacken bei abgestelltem Motor eintritt. Durch Division mit dem mittleren Widerstand erhalten wir die Flugstrecke, die noch geflogen werden kann: $\frac{140000}{340} = 412$ m.

Diese Strecke wird in etwa $12\frac{1}{2}$ s zurückgelegt.

Wenn der Flugzeugführer nun ohne Wissen sein Flugzeug zu stark abgefangen hat, so daß er horizontal fliegt, und wenige Sekunden später seinen Geschwindigkeitsmesser beobachtet, so ist er der Ansicht, daß er einen reichlichen Sicherheitskoeffizienten hat, wenn er die Stellung des Höhenruders nicht ändert. Tatsächlich nähert er sich aber schnell dem Durchsacken. Es soll nicht behauptet werden, daß ein erfahrener Flugzeugführer unter diesen Umständen kein Anzeichen der drohenden Gefahr bemerkt, wenn seine ganze Aufmerksamkeit auf solche Anzeichen gerichtet ist. Ist der Flugzeugführer aber abgelenkt, so kann er in der oben beschriebenen Weise leicht irregeführt werden. Nur so kann man sonst unerklärliche Unfälle, die bewährten Flugzeugführern zustießen, erklären.

Es ist eine bemerkenswerte Feststellung, daß zurzeit alle Methoden, die dem Flugzeugführer zur Verfügung stehen, um sein Leben und das der Fluggäste zu sichern, Überlegung und Nachdenken voraussetzen. Sollte er zufällig eine solche Überlegung unterlassen, wenn es gerade nötig ist, so kann er leicht einen schweren Unfall erleiden, und selbst wenn er die Überlegung anstellt, kann er durch gewisse Umstände irregeführt werden.

Das Verhindern des unbeabsichtigten Durchsackens.

Solche Unfälle, die durch unfreiwilliges Durchsacken eintreten oder verschlimmert werden, können durch eine Erfindung verhindert werden, die das Durchsacken unmöglich macht, wobei die Steuerung des Flugzeuges in keiner Weise beeinträchtigt werden darf und der Flugzeugführer das Flugzeug überziehen kann, falls er es will.

Prüfen wir diese Frage von Grund auf, um möglichst eine logische Lösung zu finden. Es ist zunächst klar, daß wir die Frage lösen können, wenn wir ein Warnungszeichen schaffen, das

1. den Flugzeugführer unter allen Umständen erreicht,
2. nicht mißverstanden werden kann, und
3. den Flugzeugführer im richtigen Augenblick benachrichtigt.

Warnungsart.

Wenn wir ein Warnungszeichen schaffen wollen, das die Bedingung 1 und 2 erfüllt, dürfen wir nicht vergessen, daß wir mit dem menschlichen Körper rechnen müssen. Der Mensch hat fünf Sinne, und wenn er etwas wahrnehmen will, so müssen einer oder mehrere von ihnen in Tätigkeit treten. Zwei von ihnen, nämlich den Geschmack- und Geruchsinn, müssen wir für unseren Zweck ausschalten, so daß nur das Gefühl, das Gehör und das Gesicht übrig bleibt.

Sehen und Hören.

Überlegen wir uns, ob eine Warnung für das Auge gegeben werden kann! In Praxis ist es unmöglich, ein Warnungssignal herzustellen, das in jeder Richtung im Gesichtsfeld des Flugzeugführers liegt. Sieht er zufällig in eine Richtung, von der das Signal nicht kommt, so erreicht es ihn nicht. Infolgedessen kann ein Sichtzeichen niemals die Bedingung 1 erfüllen, was sich auch auf Grund von Erfahrungen erwiesen hat. Ein zuverlässiger Geschwindigkeitsmesser am Instrumentenbrett hat sich leider auch nicht als genügende Maßnahme gegen unfreiwilliges Durchsacken erwiesen, und ebensowenig kann ein Schallzeichen den Flugzeugführer infolge des starken Geräusches im Flugzeug erreichen.

Das Gefühl.

Durch Ausschaltung gelangen wir also zu dem Ergebnis, daß eine unfehlbare Warnung nur durch das Gefühl übermittelt werden kann. Die Hand am Steuer ist der einzige Körperteil des Flugzeugführers, der dauernd die Bewegungen des Flugzeuges mitfühlt.

Anderseits muß das Warnungszeichen, das die Vorwärtsbewegung des Steuers veranlassen soll, auf jeden Fall deutlich wahrnehmbar sein.

Es ist daher logisch, daß das Warnungszeichen an den Punkt gelegt werden muß, von wo aus die Gegenmaßnahme einsetzen muß. Mit anderen Worten, ein Zeichen, das vermittelst einer Kraft den Steuerknüppel nach vorwärts bewegt, ist das einzige Warnungssignal, das den Flugzeugführer auf alle Fälle erreicht und nicht mißverstanden werden kann.

In Praxis können die Kraftquellen für ein solches Zeichen mechanische, hydraulische, pneumatische oder elektromagnetische Antriebe haben. Die Kraft soll so begrenzt sein, daß der Flugzeugführer sie überwinden kann, falls er es wünscht.

Der richtige Augenblick.

Es muß nun noch die Frage gelöst werden, daß die Warnung im richtigen Augenblick gegeben wird. Wie vorher gesagt, ist der Durchsackwinkel für jedes gegebene Flugzeug konstant, während die Durchsackgeschwindigkeit sich bei verschiedener Ladung ändert. Infolgedessen muß das Ein- und Ausschalten des Warnungszeichens vom Anstellwinkel abhängig gemacht werden.

Schlußfolgerung.

Wir kommen nun zu folgendem Schluß: Unfreiwilliges Durchsacken kann durch eine Vorrichtung verhindert werden, die, wie im vorhergehenden beschrieben, den Flugzeugführer benachrichtigt, wenn sich das Flugzeug einem vorher festgestellten Anstellwinkel nähert, aber noch nicht den Durchsackwinkel erreicht hat.



Beschreibung.

Die Savage-Bramson-Durchsack-Verhinderungs-Vorrichtung besteht aus drei Teilen:

1. Befestigungs- und Übertragungsstück am Steuerknüppel.
2. Der Anstellwinkelanzeiger.
3. Der Niederdruckerzeuger (Pumpe und Behälter).

1. Das Befestigungs- und Übertragungsstück am Steuerknüppel zeigt Abb. 1. Der Kolben (1) ist an der Kolbenstange (2) befestigt, welche mittels eines Universalgelenkes und einer Schelle (Querschnitt EF) mit dem Steuerknüppel des Flugzeuges verbunden ist (3). Diese Schelle ist an dem Steuerknüppel (4) in einem Abstand vom Knüppellager (5) angebracht, der ungefähr 10 vH der Entfernung der Hand des Flugzeugführers von dem Knüppellager entspricht. Der Kolben und die Kolbenstange können im Zylinder (6) gleiten, der seinerseits mittels eines weiteren Universalgelenkes (*B*) und einer Schelle (7) an einem festen Punkt des Rumpfes angebracht ist.

Querschnitt (*AB*) zeigt die Ausführung der Luftdrucküberträgung, die mit diesem Teil verbunden ist. 2 Ventile (8) und eine Membrane (9) sind an der Spindel (10) befestigt und bestimmen durch ihre Stellung, ob der Raum (11) zwischen Zylinderkopf und Kolben durch die Bohrung (15) mit der Luftleitung bei (12) oder mit der freien Luft durch die Bohrung (13) in der Haube (14) verbunden ist. Die Luftzuführung (12) bildet durch einen Durchgangskanal (16) und ein Durchgangsregulier-Ventil (17) die Verbindung mit dem Luftraum (18). Die Luftzuführung (12) bildet außerdem durch die Bohrung (19) die Verbindung mit dem Luftraum (20), dessen Innendruck bestrebt ist, die Ventile (8) links auf Querschnitt (AB) zu öffnen.

Der Luftraum (20) trägt einen Stutzen (21), der durch ein Rohr mit dem nachstehend beschriebenen Anstellwinkelanzeiger verbunden ist.

Die Bohrungen (22) bedeuten Luftlöcher.

2. Abb. 2 zeigt den Anstellwinkelanzeiger.

Die Windfahne (23) ist an dem Gestänge (24) befestigt, das wiederum an dem Arm (26) bei Punkt (25) aufgehängt ist. Die Windfahne und ihre Gestänge sind um den Punkt (25 frei drehbar innerhalb der Grenzen, die durch die einstellbare Begrenzung (27) und die Ventilsteuerung (28) festgelegt sind. Diese letztere trägt ein kleines pilzförmiges Ventil (29), daß das Innere des Armes (26) mit der Atmosphäre verbinden kann.

Eine Schraube (30) verbindet das Innere des Armes mit dem Durchlaß (21) der Abb. 1. Der Arm (26) ist am Arm (31) bei *A* drehbar aufgehängt und kann bei *B* in jedem gewünschten Winkel festgeklemmt werden. Der Arm (31) ist mittels Spannbänder (32) an einer der vorderen Flügelstreben des Flugzeuges befestigt. In Sonderfällen wird ein besonderer Halter verwendet zur Befestigung an irgendeinem anderen Flugzeugteil, an dem die Luftströmung ungestört ist. Es ist klar, daß eine Aufwärtsbewegung der Fahne das Ventil öffnet und auf diese Weise das Innere des Armes (26) und gleichzeitig auch den Luftraum (18) mit der freien Atmosphäre verbindet.

Abb. 1.

3. Die Niederdruckzufuhr wird entweder durch eine vom Motor angetriebene Luftpumpe oder durch eine Pumpe mit Luftantrieb nach Art der Rotherham-Pumpe betätigt. Bei Flugzeugen mit Benzin-Druckpumpe kann dieselbe Druckerzeugung für die Durchsack-Verhinderungs-Vorrichtung und für die Brennstofförderung benutzt werden.

Arbeitsweise. Bei normalem Flug mit einem Anstellwinkel, der geringer ist als der Durchsack-Winkel, neigt sich die Windfahne nach unten und hat negativen Auftrieb. Sie wird somit am unteren Anschlag aufliegen. Die Fahne wird gegen die Flugzeugflügel so eingestellt, daß, wenn der Anstellwinkel des Flugzeugs in die Nähe des Gefahranstellwinkels kommt, so daß der Flugzeugführer gewarnt werden muß, der Windfahnenanstellwinkel Null ist.

Das geringste weitere Anwachsen des Anstellwinkels des Flugzeuges ruft einen positiven Auftrieb der Windfahne hervor, die sich zum oberen Anschlag hinbewegt und das Ventil (29) öffnet. Dieses setzt die Luftzuführung der Knüppelbefestigung in Tätigkeit und verursacht eine



plötzliche Druckzunahme im Zylinderraum (11). Die hierbei auf den Steuerknüppel ausgeübte Kraft beträgt am Handgriff des Flugzeugführers eines normalen Flugzeuges 4,5 bis 5,5 kg, und der Führer muß, um ein Abstürzen zu vermeiden, sofort die dementsprechende Kraft anwenden. Selbstverständlich kann dem Ausschlag vom Führer entgegengewirkt werden, aber es ist unmöglich, daß er ihm unbewußt entgegenwirkt.

Angenommen, das Gerät ist in Tätigkeit und der Flugzeugführer will nicht, daß seine Maschine durchsackt. Es wird dann den Steuerknüppel sich nach vorn bewegen lassen und hierbei den Anstellwinkel des Flugzeuges und der Windfahne verringern. Beim Übergang des Anstellwinkels der Windfahne vom positiven zum negativen Wert kehrt sie

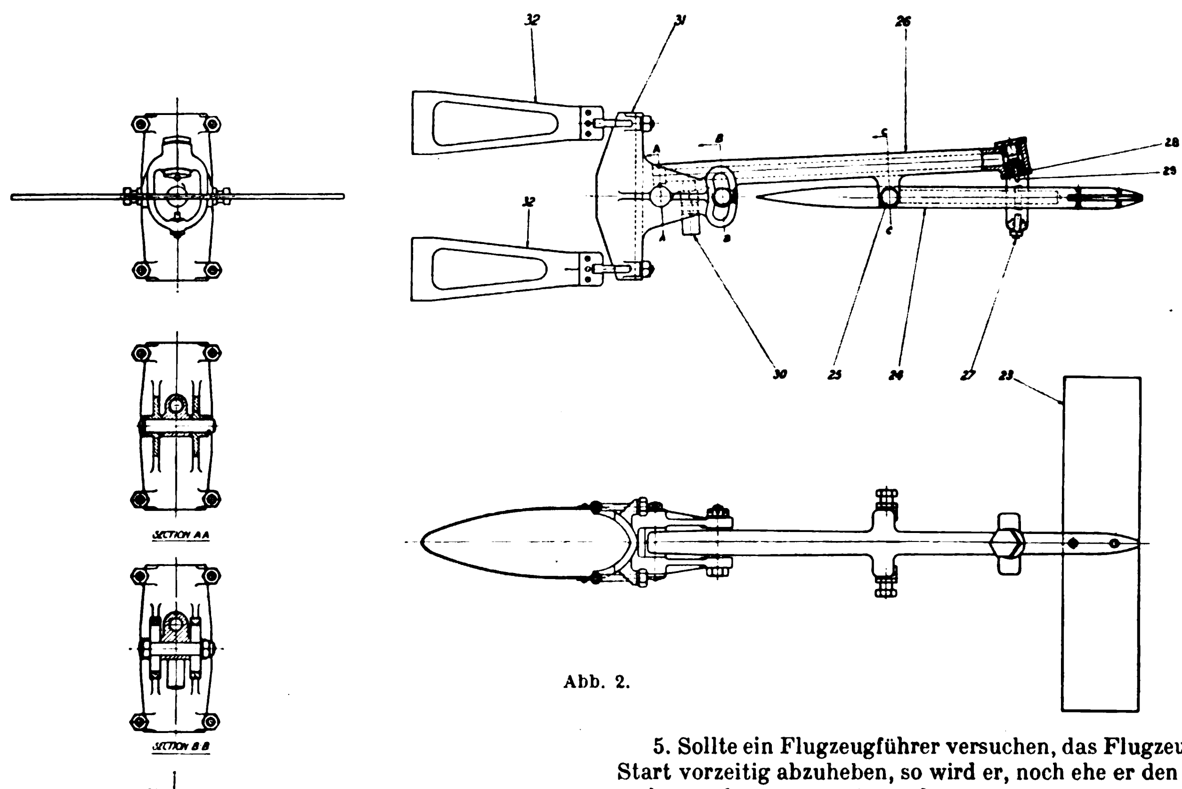


Abb. 2.

zu ihrer Anfangsstellung beim unteren Anschlag zurück und schließt hierbei das Ventil (29). Gleichzeitig fällt der auf den Kolben und die Knüppelverbindung wirkende Luftdruck, und so wird der Flugzeugführer in dem Augenblick, in dem sein Flugzeug einen sicheren Anstellwinkel wieder erreicht hat, das plötzliche Aufhören des oben beschriebenen Druckes fühlen.

Zusammenfassung.

Das Savage-Bramson-Gerät hat folgende bezeichnende Eigentümlichkeiten: Der Flugzeugführer braucht kein anderes Instrument oder Gerät, um zu wissen, ob er sich in sicherer Fluglage befindet. Er wird von einer Gefahr unmittelbar bei ihrem Beginn unterrichtet und empfängt diese Botschaft durch die Hand vermittelst seines Tastgefühls. Es bedarf seinerseits keiner eigenen Bewegung, um den Fehler auszugleichen, die nur nötig wäre, wenn er diesen Ausgleich verhindern wollte.

2. Unter keinen Umständen stört das Sicherheitsgerät irgendwie den Flugzeugführer bei der Steuerung seines Flugzeuges. Wenn möglicherweise durch falsche Einstellung oder Beschädigung das Gerät im falschen Augenblick in Tätigkeit treten sollte, können keine ernsten Folgen eintreten.

3. Da das Gerät in seiner Tätigkeit vom Durchsackwinkel des Flugzeuges, der für jedes gegebene Flugzeug konstant ist, abhängt, ist die gleiche Einstellung für alle Belastungsänderungen, seien sie statisch (Passagiere, Lasten, Brennstoff), oder dynamisch (Zentrifugalbelastung in einer Kurve) richtig.

4. Die Art des Warnungszeichens gleicht der, die von dem meisten Fluglehrern mit Druck auf das Steuer gegeben wird, und so wird das Vorhandensein des Warnungsgerätes das Zutrauen der Schüler sowohl bei ihrem ersten Alleinfluge als auch später vergrößern.

5. Sollte ein Flugzeugführer versuchen, das Flugzeug beim Start vorzeitig abzuheben, so wird er, noch ehe er den Boden verlassen hat, gewarnt werden.

6. Das Gerät kann mit geringen Kosten in jedes vorhandene Flugzeug eingebaut werden und bedingt keinerlei Konstruktionsänderungen an diesem.

7. Das Gesamtgewicht des Gerätes für ein Durhschnittsflugzeug beträgt ungefähr 2,95 kg.

Bevor ich meinen Vortrag beende, ist es vielleicht gut, sich noch einmal zu vergegenwärtigen, was durch die vorliegende Erfindung erreicht und was nicht erreicht werden soll.

Nicht erreicht werden kann, daß ein Unfall, der durch andere Umstände als durch Durchsacken hervorgerufen wird, durch die Vorrichtung verhindert wird. Wenn z. B. infolge Motordefekts ein Flugzeug auf schlechtem Gelände notlanden muß und sich überschlägt oder das Fahrgestell verliert, so hat das nichts mit Durchsacken zu tun. Wenn aber dasselbe Flugzeug infolge Überanspannung des Führers, der seine Gedanken auf andere Dinge konzentriert, an die Grenze des Durchsackens gelangt, dann wird die Vorrichtung den Führer darüber unterrichten und damit einen Unfall verhindern. Schließlich wird sie alle solche Unfälle verhüten, die in erster Linie infolge Durchsackens eintreten, wie beim Überziehen dicht über dem Boden oder bei unsichtigem Wetter, oder auch nur bei mangelnder Aufmerksamkeit.

Ich nehme an, daß irgendwelche Fragen, die ich nicht deutlich genug in meinem Vortrag erläutert habe, in der Diskussion zur Sprache kommen werden, und werde bemüht sein, sie nach bestem Können zu beantworten.

Ich möchte nochmals meinen Dank an die WGL wiederholen für die Liebenswürdigkeit, mit der sie mir Gelegenheit gab, meine Erfindung zu ihrer Kenntnis zu bringen.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [11/12] und laufende Nummer [01 usw.].)

Festigkeit. Freitragende Flügel erhalten ihre Festigkeit durch Gerippe und Sperrholz-Beplankung; diese ist der Berechnung vorläufig nicht unmittelbar zugänglich, so daß ihr bedeutender Einfluß aus dem Unterschied zwischen Gerippe-Berechnung und Versuch ermittelt werden muß.

Die Rippen, die Vorder- und Hinterholm fest verbinden, haben große Biegefestigkeit, dagegen nur geringe Verdrehsteifigkeit. Die Beplankung ist zwischen je zwei Rippen durchschnitten zu denken. Dann lassen sich für einen am Rumpf eingespannten Flügel die Querkräfte und Einspannmomente der Rippen-Mittelstücke an den Holmen durch deren Durchbiegung, Verdrehung usw. sowie durch die Luftkraftverteilung ausdrücken.

Nimmt man die Einflüsse der äußeren Rippenstücke hinzu und denkt man sich alle Rippenkräfte stetig längs der Holme verteilt, so erhält man die Differentialgleichungen der Holme, die sich näherungsweise lösen lassen, am einfachsten zeichnerisch nach Mohr, bzw. mit 4 einander überlagerten, zweckmäßig angenommenen Lastverteilungen.

Da an der Einspannstelle der Holme keine Verdrehmomente auftreten können, sind die Auflager-Querkräfte aus den Momenten aller Luftkräfte um den jeweils anderen Holm zu bestimmen.

Die Rippen-Verbundwirkung überträgt im ganzen keine Belastung von einem Holm auf den andern, sie verlagert aber die Lastverteilung auf den Holmen.

Im Sonderfall, daß an jeder Stelle die Trägheitsmomente der beiden Holme im gleichen Verhältnis stehen oder die Holme gar prismatisch sind, läßt sich die Differentialgleichung der Holme viel einfacher lösen: im ersten Fall führt ein Iterationsverfahren rasch zum Ziel; im zweiten, der wegen der starken Verjüngung ausgeführter Holme technisch weniger bedeutsam ist, aber die Verbundwirkung bequem zu erforschen gestattet, folgt, daß die Verbundwirkung für den Holm mit der kleinsten Biegesteifigkeit am günstigsten ausfällt.

— *C. B. Biezeno*, *J. J. Koch* und *C. Koning*, Über die Berechnung von freitragenden Flugzeugflügeln; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik **6**, Nr. 3 vom April 1926, S. 97 bis 105 (8½ S., 2 Skizz., 2 Schaub., viele Zahlenrechnungen). *E.* 611/1201.

Flugzeugbau. Elliptische Tragdecks sind von A. Kalinin wegen ihrer strömungstechnisch günstigen Form bei den russischen Hochdeckern K-1 und AK-1 angewandt worden. Der Versuchsbau eines rechteckigen und eines elliptischen Tragdecks ergab, daß für beide Bauarten die gleiche Zahl Arbeitsstunden benötigt wurde. Der Vorteil des elliptischen Tragdecks trat am stärksten in der Verringerung der Landegeschwindigkeit in Erscheinung; beim K-1 war die errechnete Landegeschwindigkeit 81 km/h, während die gemessene nur 62 km/h betrug, also um 22 vH besser war.

Die 4,05 m langen Abfangstiele aus je zwei Stahlrohren, die mit dazwischenliegenden Rohrstücken im Dreieckverband ausgeführt und mit Sperrholz bekleidet waren, brachen bei einer Belastung von 6,12 t gegenüber einer rechnerischen Knicklast von 4,9 t. Ausknicken an der als Fachwerk ausgebildeten Stelle. Die Stiele der nächsten Flugzeuge wurden daraufhin als Kastenträger gebaut. Dauerbelastungen von 72 h und 6,16 t wurden ausgehalten.

—*K. A. Kalinin*, Das Flugzeug AK-1: Westnik Wodoschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, Nr. 3 vom März 1926, S. 45 bis 46 (4 Sp., 2 Lichtb., 1 Riß, Zahlenang.). *Sy.*, *H.* 611/1202.

Material. Elektrische Punktschweißung wird in den Ver. Staaten sehr viel angewandt. Schweißung ist bei Gleich- und Wechselstrom möglich, doch muß beim Gleichstrom das Werkstück an positiven Pol angeschlossen sein, während in den Halter am negativen Pol ein kaltgezogener Flußeisendraht geklemmt wird. Dieser Draht zeigt bessere Eigenschaften im Lichtbogen, besonders bei der Überkopfschweißung, bei der beim ausgeglühten Draht die flüssigen Metallteile am Draht entlang nach unten fließen, während sich beim kaltgezogenen Draht an der Spitze ein Tropfen bildet, der nicht abrutscht, sondern von dem geschmolzenen Material des Werkstücks durch die Oberflächenspannung angezogen wird. Dieser Vorgang kann mit Quecksilber an Stelle des flüssigen Metalles gezeigt werden. Beim gewöhnlichen Schweißen tropft das Metall hauptsächlich infolge der Schwere auf das Werkstück.

Beim Durchgang durch den Lichtbogen kommt das flüssige oder gasförmige Metall an seinem Umfang mit der Luft in Berührung, und die Möglichkeit zur Bildung von Metalloxyd- und Nitrat-Verbindungen ist bei den hohen Temperaturen, 2000 bis 2500°, sehr groß. Ebenso entstehen Kohlenoxyd und Kohlensäure. Die Metalloxyde setzen sich als Schlacke auf dem geschmolzenen Metall ab; der Phosphor- und Schwefel-Gehalt ändert sich nur wenig. Die Art der Veränderung ist abhängig von der Länge des Lichtbogens, die sich zwischen 3 und 5 mm halten soll; dann bildet sich nämlich ein geschlossener Eisenoxyddampfmantel, der weitere Oxydation verhindert. Auf dem Werkstück entsteht unter dem Einfluß des Lichtbogens und des frischen Metalls ein gußeisenähnliches Gefüge, das sich etwas über 0,3 mm über die eigentliche Schweißstelle hinaus erstreckt. Mikroskopische Untersuchungen haben gezeigt, daß bei guter Schweißung die Gefügeteilchen der verschiedenen Metalle sehr gut miteinander vermischt sind; die Zugfestigkeit war hierbei 40 kg/mm², die Dehnung 8,5 vH für 2,5 mm Meßlänge; die Schweißstelle konnte bis 39° gebogen werden, ohne zu brechen.

Schlechte Schweißung folgt aus unsachgemäßer Ausführung, sei es, weil der Lichtbogen zu groß oder zu klein oder die Stromstärke zu hoch oder zu niedrig war. Bei geringem Strom und niedriger Temperatur, auch bei falschem Anschluß ist die Vermischung des Schweißmetalles mit dem Werkstoff zu gering; bei zu starkem Strom tritt Verbrennen ein. Bei Schweißdrähten von etwa 3 mm Dicke sind Stromstärken von 130 bis 150 A erforderlich.

Die Schweißereien in McCook Field und in Fairfield Station benutzen Westinghouse-Motor-Generatoren mit Widerstandsregler von 10 bis 300 A, der von 5 zu 5 A mit einem Handhebel eingestellt werden kann und so eine Feineinstellung, bei der auch dünne Bleche geschweißt werden können, erlaubt.

— *A. C. Bissell*, Electric Arc Welding in Airplane Construction; Aviation **20**, Nr. 13 vom 29. März 1926, S. 446 bis 447 (4 Sp., 3 Lichtb.); La soudure électrique dans la construction et la réparation des avions; L'Aéronautique **8**, Nr. 83 vom April 1926, Beilage L'Aérotechnique **4**, Nr. 40, S. 432 bis 434 (4 Sp., 5 Lichtb., 1 Skizze.). *H.*, *E.* 611/1203.

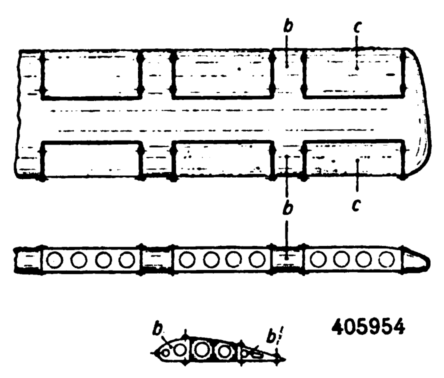
4



Luftfahrt-Patentschau.

Deutsche Patente.

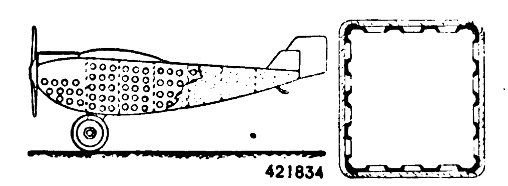
405954/77h, 5. Mehrteilige Tragfläche für Flugzeuge. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 13. 4. 23. V 20. 4. 26. Der die Tragfläche in ihrer Längsrichtung durchziehende Haupttragkörper ist mit seitlichen, also in der Flugrichtung liegenden Abzweigungen *b* versehen, zwischen denen



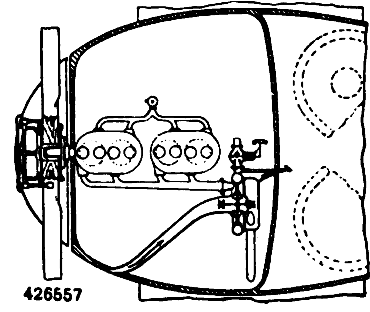
Flächenteile *c* eingesetzt sind, die mit den einen Teil der äußeren Begrenzung des Haupttragkörpers bildenden Holmen und Rippen leicht lösbar verbunden sind; jedes der lösbaren Einsatzstücke bildet für sich ein Ganzes, dessen Herstellung unabhängig von den übrigen Flächenteilen erfolgen kann. Die Einsatzstücke an den äußeren Flügelenden können beweglich gelagert sein, um als Querruder benutzt werden zu können.

417882/77h, 7; Zus. zu 405954. Mehrteilige Tragfläche. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 16. 3. 24. V 14. 4. 26. Die quer zu den Holmen angeordneten Hauptrippen des Hauptpatents sind in gleicher Weise wie die auswechselbaren Einsatzstücke von den Holmen abnehmbar eingerichtet.

421834/77h, 5; Zus. zu 810181. Hohlkörper aus Metall mit spantartigen Versteifungen. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. und Dipl.-Ing. C. Dornier, Friedrichshafen. B 3. 8. 22. V 12. 4. 26. Die zur Beplankung und Kraftübertragung dienende Blechaußenhaut des Hauptpatents ist mit nach innen aufgebördelten Aussparungen versehen, die mit einem spezifisch leichten, aus Balsaholz, Kautschukschwamm, Korkmasse o. dgl. bestehenden Belag überdeckt sind.

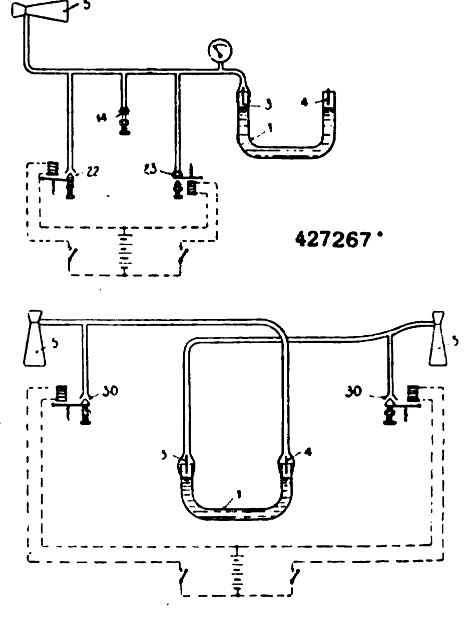


426557/62c, 5. Antrieb für Luftfahrzeuge. Lorenzen-Turbinen-A.-G., Bern. B 1. 4. 23. V 13. 3. 26. Die Erfindung wird darin gesehen, den Motor mit konstanter Leistung und den Propeller mit veränderlicher Steigung in gegenseitiger Übereinstimmung durch automatische Organe zu regeln, deren Betätigung und Wirkung von dem Faktor abhängig gemacht ist, der die Leistung von Motor und Propeller beeinflußt, nämlich von der jeweils herrschenden Luftdichte, die damit das Kombinationselement zwischen Motor und Propeller vorstellt. Es werden daher das Regulierventil in der Motorsaugleitung und das Verstellgestänge der Schraubenflügel in Abhängigkeit von auf die Luftdichte reagierenden membranartigen Organen gebracht, die aufeinander so abgestimmt sind, daß in jeder Luftdichte selbsttätig und übereinstimmend die Leistung des Motors gehalten und die Steigung der Schraubenflügel geändert wird, wobei als bekannt vorausgesetzt wird, Propeller zu verwenden, deren Steigung unter dem Einfluß einer in einem membranartigen Behälter eingeschlossenen Luftmenge sich selbsttätig ändert, jedoch ohne gleichzeitige selbsttätige Änderung der Motorleistung. Nach der Erfindung können weiter die membranartigen Betätigungsorgane des Verstellgestänges für die Schraubenflügel und des Regelventils der Ansaugleitung so eingerichtet werden, daß ihre Reaktion auf die Änderungen der Luftdichten übereinstimmend abgeändert werden kann, wodurch es bei entsprechender Bauart von Motor und Propeller möglich wird, dem Motor zur Steigerung seiner Leistung eine Gemischfüllung von über eine Atmosphäre absolut zu geben und die Steigung des Schraubenflügels entsprechend einzustellen. Die Konstanthaltung dieser höheren Leistung des Motors und die entsprechende Regulierung der Steigung der Flügel erfolgt



dann selbsttätig und übereinstimmend, wie vorher dargestellt.

427267/62b, 13. Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge. M. A. Mazade, Paris. B 28. 10. 24. V 27. 3. 26. Betr. Stabilisierungsvorrichtungen, bei denen Venturirohre o. dgl. zur Verwendung gelangen, die durch Luftleitungen mit die Druckunterschiede anzeigenden Organen verbunden sind; nach der Erfindung werden die Luftleitungen vom Flugzeugführer in der Weise beeinflußt, daß die Wirkung der Venturirohre auf die den Druckunterschied anzeigenden Organe geändert wird. Die in der Abbildung dargestellte Vorrichtung besteht aus einer U-förmigen Röhre *1* mit Quecksilberfüllung. Oberhalb der freien Quecksilberoberfläche sind Elektroden *3* und *4* angeordnet,



die entweder mit einem Anzeigeapparat oder mit Reglern oder Hilfsmotoren zur Aufrechterhaltung der Längsstabilität versehen sind. Infolge der Geschwindigkeitsänderung beim Fluge erfährt das Quecksilber Schleuderbewegungen, nach vorn bei Verzögerungen, nach hinten bei Beschleunigungen. Um diese Schwankungen zu dämpfen, setzt man das Venturirohr *5* mit dem vorderen Ende der U-Röhre in Verbindung; der vom Venturirohr erzeugte Unterdruck wird schwächer bei Abnahme der Fluggeschwindigkeit, d. h., wenn das Quecksilber im vorderen Schenkel zu steigen sucht, und stärker bei Zunahme der Geschwindigkeit, d. h., wenn das Quecksilber im vorderen Schenkel zu fallen sucht. Der Unterdruck wirkt also dämpfend. An einer derartigen Einrichtung steht in vorliegendem Patent unter Schutz, daß die Luftleitungen vom Flugzeugführer nach Belieben in der Weise beeinflußt werden, daß die Wirkung der Venturirohre auf die den Druckunterschied anzeigenden Organe geändert wird. Zu diesem Zweck ist die Luftleitung mit mehreren Absperrvorrichtungen *14*, *22*, *23* bzw. *30* für die Luftzuführung versehen, die von elektrischen, vom Flugzeugführer gesteuerten Relais betätigt werden. Die obere Abbildung zeigt die Anwendung auf eine Längs-, die untere auf eine Quer-Stabilisier-Vorrichtung.



Auslands-Patente.

Die »ZFM« dehnt von diesem Heft ab ihre seit 1924 bestehende Patentschau auch auf Luftfahrtpatente aus, die im Ausland erteilt und veröffentlicht sind, und zwar mit Anfang Januar 1926 beginnend.

Die Aufgabe der Auslands-Patentschau kann nur mit Einschränkungen durchgeführt werden, wenn nicht andere Aufgaben der Zeitschrift durch zu starke Inanspruchnahme des verfügbaren Raumes beeinträchtigt werden sollen. Doch ist es erforderlich, den sachlichen Umfang eines Veröffentlichungsgebietes nach Möglichkeit festzulegen, um innerhalb der gezogenen Grenzen Lückenlosigkeit gewährleisten zu können, im Gegensatz zu dem Verfahren mancher Zeitschriften, gelegentlich Patentbeschreibungen zu bringen und sie vorwiegend zum Auffüllen des Textes zu benutzen.

Aus diesen Gesichtspunkten ergeben sich folgende Grundlagen unserer Luftfahrt-Auslands-Patentschau:

1. Die Auszüge werden auf Amerika, England und Frankreich als die in erster Linie den Luftfahrzeugbau betreibenden Auslandsstaaten beschränkt, wobei angenommen wird, daß Luftfahrt-Erfindungen von Belang unabhängig von der Staatszugehörigkeit des Erfinders in mindestens einem der genannten Länder oder in Deutschland, dessen Luftfahrt-Patente in der bisherigen Weise weiterbehandelt werden, an die Öffentlichkeit treten.

2. Die Auszüge werden weiter auf diejenigen Patente beschränkt, die von den betreffenden Ländern selbst als »Luftfahrt-Patente« angesehen werden, und wie in Deutschland der Patentklasse 62, so in Amerika der Patentklasse 244, in England der Patentklasse 4 und in Frankreich der Patentklasse VI, 4 zugeteilt sind; die Auszüge umfassen diese Klassen vollständig. Eine scharfe Grenze zwischen Luftfahrt-Erfindungen und Nicht-Luftfahrt-Erfindungen gibt es nicht; die Errungenschaften dieser jungen Technik greifen auf so gut wie alle andern technischen Gebiete über. Die durch die Patentklassen-Einteilung der in Frage kommenden Länder und Deutschland gezogenen Grenzen schließen die Luftfahrt vor sehr nahe liegenden Nachbargebieten wie beispielsweise Motorenbau, Hallenbau usw. ab. Dies soll indessen bei der Bearbeitung der Patentschau kein Hinderungsgrund sein, gelegentlich auch Erfindungen aus diesen Randgebieten zu berücksichtigen; auch bebilderte Zusammenstellungen besonders bedeutungsvoller Erfindungen seien vorbehalten.

3. Die Angabe des »Erfindungsgegenstandes« (patentrechtlich verstanden) muß bei den Auslandsauszügen selbst in dem beschränkten Umfange, wie sie von der »ZFM« bei den deutschen Auszügen durchgeführt wird, aus bereits erwähnten Gründen einer stichwortartigen, kürzeren Angabe des Inhalts der Patentschrift weichen; das (deutsche) Stichwort ist in der Regel noch durch den ausländischen Titel zu ergänzen. Wir hoffen, daß die im Stichwort gewählte Form eines Mitteldinges zwischen Titel und Erfindungsgegenstand genügt, um die Luftfahrt-Patentschau der »ZFM«, die in ihrem nunmehrigen Umfang in der Fachliteratur der Welt kein Gegenstück hat, als ein brauchbares Hilfswerkzeug für die Ermittlung des Standes der Welt-Luftfahrzeug-Technik benutzen zu können.

4. Eine Zuweisung der einzelnen Auslands-Auszüge in ein bestimmtes Unterteilungssystem, etwa in das seit Jahresbeginn in Deutschland geltende, wodurch sachliche Nachforschungen nicht unerheblich erleichtert würden, ist, um Zuverlässigkeit zu besitzen, schwierig durchführbar. Im Gegensatz zu den mit Gruppenbezeichnung versehenen deutschen Auszügen ist bei den ausländischen der Erfinder- oder Inhabername dem Patenttitel vorangestellt, um wenigstens die Suche nach Patenten bestimmter Persönlichkeiten oder Firmen zu erleichtern, die sich nach unsern Erfahrungen in der Praxis ebenso häufig als notwendig erweist, als die Suche nach einer bestimmten Sache, die ja restlos auch nur mit dem vollständigen Patentschriftenmaterial der Patentämter durchgeführt werden kann.

Unseren Auszügen liegen die amtlichen Veröffentlichungen in den Patentblättern der betreffenden Länder bzw. die Patentschriften zugrunde.

Die Abkürzungen B und V stimmen mit den gleichen Zeichen bei den deutschen Auszügen nicht genau überein. B bedeutet für alle Auslandspatente stets den Anmeldetag und V nur bei Amerika und Frankreich den Veröffentlichungstag der Patentschrift, bei England dagegen den Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges (Abridgment), wobei zu beachten ist, daß der englische Auszug in der Regel später erscheint, als die Ausgabe der Patentschrift erfolgt, daß aber englische Auszüge auch zu Einspruchszwecken veröffentlicht sein können und es in solchen Fällen nicht zur Patenterteilung zu kommen braucht, unter Umständen also auch die (dann spätere) Herausgabe der Patentschrift entfallen kann. Derartige Auszüge besonders kenntlich zu machen, erscheint entbehrlich. Die Bezeichnung »Ass.« (= Assignor to) in amerikanischen Auszügen bedeutet so viel wie Inhaber des Patents im Gegensatz zu dem vorhergenannten Erfinder. Da die französischen Patentschriften die Wohnorte ausländischer Inhaber nicht angeben, ist bei ihnen der Einheitlichkeit wegen der Wohnort durchweg ausgelassen worden. Die Abkürzungen A., E. und F vor den Patentnummern weisen auf die Ursprungsländer.

Amerika

B: Anmeldetag
V; Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1568087. J. A. **Roché,** Dayton. Airplane-fuselage construction. B 18. 4. 25. V 5. 1. 26.

Flugzeugrumpfgerippe aus Längs- und Kreuzstreben mit Diagonalverspannung.

A. 1568095. P. A. C. **Silver,** New Smyrna, Fla. Cycle plane. B 4. 9. 25. V 5. 1. 26.

Fahrrad-Flugzeug; Pedalantrieb der Luftschraube; Ruder vorn.

A. 1568205. F. S. **Bliss,** Portland. Flying machine. B 20. 5. 25. V 5. 1. 26.

Flugmaschine mit Fallschirm.

A. 1568360. W. **Ayling,** Springfield. Kite. B 19. 3. 25. V 5. 1. 26.

Zusammenlegbarer Drachen.

A. 1568510. R. S. **Kwasigroch,** Cudahy. Wis. Longeron and station brace for aeroplane fuselages. B 29. 6. 25. V 5. 1. 26.

Muffenverbindung für Längs- und Querstreben an Flugzeugrümpfen.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 242599. H. C. A. **Potez,** Levallois-Perret. Aeroplanes. B 27. 8. 25. V 6. 1. 26.

Fahrgestell mit gelenkig geteilter Radachse.

E. 242796. C. R. **Fairey,** Hayes. Seaplanes. B 26. 11. 24. V 6. 1. 26.

Laufrad am Schwimmerboden.

E. 242842. C. H. **Bennett,** Macclesfield. Clinometers. B 25. 2. 25. V 6. 1. 26.

Pendel in Flüssigkeit als Neigungsmesser.

E. 242984. J. **Orlay,** Thielrode (Belg.). Airships; ships; sails. B 13. 2. 25. V 13. 1. 26.

Gastragkörper, Tragflächen, Motorboot als Gondel.

E. 242978. A. **Rohrbach,** Berlin. Aircraft. B 4. 11. 25. V 13. 1. 26.

Tragflächen-(Ruder-)Konstruktion.

E. 243119. W. A. **Carter,** Karachi. Shock-absorbers. B 22. 9. 24. V 13. 1. 26.

Fahrgestell.

Frankreich

A: Anmeldetag
B: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 599306. H. **Leitner.** Perfectionnements aux hélices propulsives. B 10. 6. 25. V 9. 1. 26.

Ausbildung und Herstellung von Verstellpropellern.

F. 599359. P. J. F. **Leverd.** Eclatement commandé pour bombes d'avion. B 13. 3. 25. V 11. 1. 26.

Zwei durch Zündschnur vereinigte Bomben fallen und detonieren nacheinander.

F. 599380. L. **Avorio.** Ballon captif d'observation transformable en dirigeable. B 30. 4. 25. V 11. 1. 26.

An die Stelle des Beobachtungskorbes des spindelförmigen Fesselballons kann eine Maschinengondel treten

F. 599381. Gyrorector G. m. b. H. Indicateur de direction et de courbes pour les corps en mouvement, avions et appareils analogues. B 1. 5. 25. V 11. 1. 26.

Richtungs- und Kurvenanzeiger mit Kreisel.



Amerika

A. 1568765. L. **Ortego,** Alexandria. Helicopter. B 16. 2. 25. V 5. 1. 26.
Hubschrauber mit durch Luftschrauben in Drehung versetzten Tragflächen.

A. 1568887. F. W. **Dufwa,** Mexiko. Means for maintaining the equilibrium of flying machines. B 16. 7. 25. V 5. 1. 26.
Hubschrauber mit verschwenkbarer Doppelschraube.

A. 1568972. J. H. **Hammond,** Gloucester Mass. Systeme of aeroplane control. B 7. 3. 14. V 12. 1. 26.
Fernlenkbares Luftfahrzeug.

A. 1568973. J. H. **Hammond,** Gloucester, Mass. Dirigible device. B 11. 6. 15. V 12. 1. 26.
Fernlenkbares Luftfahrzeug.

A. 1568974. J. H. **Hammond,** Gloucester, Mass. Dirigible device. B 11. 6. 15. V 12. 1. 26.
Fernlenkbares Luftfahrzeug.

A. 1569161. E. H. **van Valkenberg,** Monroe, Wash. (Ass.: O. **Silverstein,** Spokane, Wash.). Airship. B 27. 4. 25. V 12. 1. 26.
Luftschiff mit verschiebbarer Gondel und Flüssigkeitssteuerung.

A. 1569162. E. H. **van Valkenberg,** Monroe, Wash. (Ass.: O. **Silverstein,** Spokane, Wash.) Ballasting means. B 27. 4. 25. V 12. 1. 26.
Ballastwasserbehälter mit angelenktem Schöpfer.

A. 1569391. R. **Pearl** und J. **Sussna,** Philadelphia. Safety device for flying machines. B 5. 10. 25. V 12. 1. 26.
Flugzeug mit Ballon und Fallschirm.

A. 1569414. E. S. **Woodford,** Salem. Oreg. Monoplane. B 19. 11. 21. V 12. 1. 26.
Dem Vogelflügel ähnelnde Tragflächenform.

A. 1569590. J. B. **Thelen** und P. L. **Boulicault,** Milwaukee. Safety device for aeroplanes. B 26. 9. 25. V 12. 1. 26.
Fallschirm in einem Gehäuse über dem Flugzeug.

A. 1569668. V. **Newbauer,** Minneapolis. Vertically-rising aeroplane. B 15. 9. 24. V 12. 1. 26.
Auftriebsschrauben unter den Tragflächen.

A. 1569794. L. **Weil,** New York. Flying machine. B 15. 4. 25. V 12. 1. 26.
Vortrieb durch Schlagflügel mit senkrechter Schwingachse.

A. 1569800. T. A. **Dicks** (Ass.: **Standard Steel Propeller Cy.**), Pittsburgh. Propeller for Aeroplanes. B 21. 12. 22. V 12. 1. 26.
Luftschraube mit einstellbaren Flügeln.

A. 1570044. H. M. **Cosey,** Flint, Mich. Aeroplane propelling mechanism. B 13. 4. 25. V 19. 1. 26.
Löffelartiger Propeller.

A. 1570121. H. A. **Berliner,** Washington. Helicopter. B 9. 11. 23. V 19. 1. 26.
Flugzeug mit verschwenkbaren Hubschrauben.

England

E. 243168. Supermarine Aviation Works, Ltd., und R. J. **Mitchell,** Southampton. Aircraft. B 29. 11. 24. V 13. 1. 26.
Leichte Anbring- und Abnehmbarkeit eines Motors an der Flugboot-Außenwand.

E. 243368. H. Junkers, Aachen. Skeleton buildings; lattice work. B 19. 11. 25. V 20. 1. 26.
Gitterwerk aus kurzen Metallbauelementen (Rohren), die in Dreiecken angeordnet werden.

E. 243448. R. T. **Smith (Royal Aircraft Establishment),** South Farnborough. Wireless navigation. B 29. 8. 24. V 20. 1. 26.
Drahtloses Peilsystem.

E. 243449. R. T. **Smith (Royal Aircraft Establishment),** South Farnborough. Wireless navigation. B 29. 8. 24. V 20. 1. 26.
Drahtloses Peilsystem.

E. 243454. S. A. **Reed,** New York. Screw propellers. B 30. 8. 24. V 20. 1. 26.
Abnehmbare Metallflügel.

E. 243460. H. **Ziemss,** Chicago. Aircraft. B 3. 9. 24. V 20. 1. 26.
Tragflächenaufbau; Formänderung durch Preßluftkissen.

E. 243693. W. H. **Barling,** New York. Aircraft. B 29. 10. 25. B 27. 1. 26.
Metall-Großflugzeug.

E. 243811. G. H. **Hardt,** Twickenham. Screw propellers. B 5. 9. 24. V 27. 1. 26.
Schraubenflügelfläche zwischen stabförmigen Gliedern.

E. 243898. Supermarine Aviation, Works, Ltd. und R. J. **Mitchell,** Southampton. Aircraft. B 29. 11. 24. V 27. 1. 26.
Schwimmerform und Anordnung.

E. 243943. F. B. **Dehn,** London. (**Berend & Gottschalk,** Hannover). Toy aircraft. B 23. 2. 25. V 27. 1. 26.
Einstellbarer Modellgleiter.

E. 244041. A. **Rohrbach,** Berlin. Aeroplanes. B 20. 5. 25. V 27. 1. 26.
Vorrichtung zur Verhinderung des Überziehens.

E. 244060. R. **Caudron,** Issy-les-Moulineaux. Radiators for aircraft. B 3. 11. 25. V 27. 1. 26.
Kühler mit durch Einziehen in den Rumpf änderbarer Kühlfläche.

E. 244158. S. A. **Reed,** New York. Screw propellers. B 9. 9. 24. V 3. 2. 26.
Metall-Luftschraube.

E. 244258. A. M. **Low (R. F. C. Experimental Works),** Feltenham. Aerial projectiles. B 9. 1. 18. V 3. 2. 26.
Drahtlos gesteuerter Lufttorpedo.

E. 244302. A. M. **Low (R. F. C. Experimental Works),** Feltenham. Torpedoes. B 2. 4. 18. V 3. 2. 26.
Drahtlos gesteuerter Lufttorpedo.

E. 244490. H. **Fritzel,** Hamburg. Propelling ships. B 14. 12. 25. V 10. 2. 26.
Rotor (nach Flettner) mit Leitkörpern.

Frankreich

F. 599442. W. Hannay. Appareil amortisseur de chute pour aviateurs. B 30. 1. 25. V 12. 1. 26.
Gepolsterter Schutzkäfig in Eiform.

F. 599469. M. **Lenoir,** H. **Lallemant** und J. **Biche.** Appareil aérien auto-sustentateur. B 11. 6. 25. V 13. 1. 26.
Schraubenluftströme werden durch Kanäle gegen Flächen geleitet.

F. 599470. Blackburn Aeroplane & Motor Co, Ltd. Aeroplane à ailes pliantes. B 11. 6. 25. V 13. 1. 26.
Abklappgelenke solcher Bauart, daß die Tragdecks im Ruhezustande längs des Rumpfes hochkant liegen.

F. 599608. Airship Guarantee Cy, Ltd. Perfectionnements aux ballons dirigeables. B 3. 6. 25. V 16. 1. 26.
Einbau der Lasträume (Gondeln) in den Tragkörperumriß.

F. 599771. Irving Airchute Cy, Inc. Equipement pour aviateurs. B 18. 6. 25. V 20. 1. 26.
Gurtbandage zur Fallschirmbefestigung am Körper.

F. 599823. E. R. **Marcon.** Avion-nacelle. B 23. 2. 24. V 21. 1. 26.
Flugzeug als Ballon- oder Luftschiffgondel.

F. 599840. N. **Minorsky.** Dispositif pour la conduite automatique des navires, avions, sous-marins, et autres engins analogues. B 16. 9. 24. V 21. 1. 26.
Elektrisches Richtungssystem auf der Grundlage eines »Induktionskompasses« (ohne Kreisel).

F. 599953. Irving Airchute Cy, Inc. Procédé et appareil pour préparer les cordes de parachutes pour aviateurs. B 20. 6. 25. V 27. 1. 26.
Seilsystem für Fallschirme.

F. 599999. M. C. **Stieber.** Perfectionnements aux engins de locomotion aérienne du type hélicoptère. B 22. 6. 25. V 27. 1. 26.
Luftschraubenrad als Auftriebseinrichtung zwischen zwei Flugzeugrümpfen.

F. 600283. P. J. P. **Ratier.** Hélice en bois à bord de fuite renforcé et aminci. B 2. 7. 25. V 3. 2. 23.
Spitz profilierte Verstärkung der Luftschraubenaustrittskante.

F. 600330. J. **Bowie.** Perfectionnements aux vaisseaux aériens. B 4. 7. 25. V 4. 2. 26.
Hubschrauber für Wasserlandungen.

F. 30081. A. **Robert.** Parachute individuel de sécours pour l'aviation et l'aérostation; Zus. zu 553653. B 2. 9. 24. V 26. 1. 26.
Fallschirmseile aus umsponnenem Kautschuk.

F. 600420. H. **Junkers.** Procédé et dispositif pour la construction de coques d'appareils volants ou de corps creux similaires de forme oblongue. B 8. 6. 25. V 6. 2. 26.
Verfahren zur Herstellung von Flugzeugrümpfen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

13. Heft 14. Juli 1926 17. Jahrgang

Bericht

über den Verlauf der XV. Ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt (WGL) vom 16.—20. Juni 1926 in Düsseldorf.

Von G. v. Scheve.

Die Leitung der großen Ausstellung für »Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen (Gesolei) in Düsseldorf« hatte die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt im vorigen Jahre gebeten, eine Luftfahrtausstellung ähnlich der im Rahmen der deutschen Verkehrsausstellung in München gezeigten, für die kommende große Ausstellung Gesolei in Düsseldorf auszustellen. Gleichzeitig wurde die Einladung der Stadt Düsseldorf überbracht, die diesjährige Tagung in Düsseldorf abzuhalten. Diesem Wunsche wurde gern entsprochen. Die Tagung fand unter dem Ehrenschutz der Stadt Düsseldorf vom 16. bis 20. Juni 1926 statt.

Die Beteiligung kann als außerordentlich gut bezeichnet werden. Es waren zahlreiche führende Persönlichkeiten der Luftfahrtwissenschaft und -industrie, Vertreter des Reiches, verschiedener Länder, der Stadt Düsseldorf und anderer Städte anwesend. Da jeder in seiner Art größte und große Verdienste in der deutschen Luftfahrt hat, würde es zu weit führen, all die Namen der vielen aufzuführen, die zur Tagung zugegen waren. Es seien hier nur folgende hervorgehoben:

»Der Ehrenvorsitzende — Prinz Heinrich von Preußen, der Vorstand — Geheimer Regierungsrat Dr.-Ing. e. h. Schütte, Oberstleutnant a. D. Wagenführ, Professor Dr. Prandtl und als Geschäftsführer der WGL Hauptmann a. D. Krupp, — eine ganz besondere Freude und Ehre wurde der WGL durch die Teilnahme des Herrn Reichskanzlers a. D. Dr. Luther zuteil; von der Stadt Düsseldorf erschienen Oberbürgermeister Dr. Lehr, Beigeordneter Dr. jur. Thelemann, Beigeordneter Schilling, Stadtbaurat Hogrefe, Regierungspräsident Bergemann und Polizeipräsident Langels, von der Gesolei Geheimrat Schloßmann, Direktor Poensgen, Oberbürgermeister a. D. Geheimrat Dr. Wilms, Direktor Tietmann, Prof. Kreis, Ernst Lueg, Landrat Dr. v. Chamier, Justizrat Liertz, Direktor Probst, Major a. D. Jerrmann und Architekt Wehner, vom Reichsverkehrsministerium Ministerialrat Brandenburg, Professor Dr. Everling, Ministerialamtmann Entz und Herr Dipl.-Ing. Schaedel, vom Reichspostministerium Oberpostrat Gut und Ministerialdirigent Kuesgen, Ministerium des Äußern — Vizekonsul Schulz-Sponholtz, Preußisches Handelsministerium — Regierungsrat Knipfer und Dr. Ewald, Bayrisches Handelsministerium — Ministerialrat Dr. Hellmann, Stadt Berlin — Stadtbaurat Dr. Adler, Reichsamt für Landesaufnahme — Oberregierungsrat v. Goessnitz, Reichspatentamt — Oberregierungsrat Dr. Reiniger, Polizeipräsidium Berlin — Major Hattendorf, Handelskammer Düsseldorf — Syndikus Dr. Wilden, Ungarisches Luftministerium — Ingenieur Barkaß usw.

Die große Zahl der Teilnehmer ist ein Beweis für das große Interesse, das der Luftfahrt entgegengebracht, und für den Eifer, mit dem im Luftfahrtwesen gearbeitet wird.

Die Tagung stand unter dem Zeichen erfreulicher Fortschritte, die trotz der kürzlich aufgehobenen Begriffsbestimmungen und schwerer wirtschaftlicher Hemmungen gemacht worden sind. Sie zeichnete sich durch eine Reihe gediegener, meist vorzüglich gesprochener, sorgfältig aufeinander abgestimmter Vorträge für Fachleute und durch verständnisvolle Anpassung an die Lage der deutschen Luftfahrt aus.

Die glatte Durchführung der Tagung verbürgte die Zusammenarbeit der Berliner Geschäftsstelle mit den maßgebenden Persönlichkeiten aus Düsseldorf. Den Vorsitz während der Tagung führte der Ehrenvorsitzende der Gesellschaft, Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen. Die Leitung der Tagung selbst lag in Händen des ersten Vorsitzenden, Herrn Geh. Reg.-Rat Prof. Dr.-Ing. e. h. Schütte, des stellvertretenden Vorsitzenden, Herrn Oberstleutnant a. D. Wagenführ, des dritten Vorsitzenden, Herrn Prof. Dr.-Ing. e. h. Prandtl und des Geschäftsführers, Herrn Hauptmann a. D. Krupp.

Die Tagung begann mit einer Sitzung des Vorstandsrates am 16. Juni 1926 vormittags 10 Uhr im Parkhotel. Bei dem anschließenden Frühstück begrüßte der Oberbürgermeister von Düsseldorf, Herr Dr. Lehr, die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt. Seine Königliche Hoheit dankte für den herzlichen Empfang und für die freundliche Aufnahme.

Am Abend desselben Tages fand im Kleinen Saal des Ausstellungs-Hauptrestaurants die Begrüßung durch die Stadt Düsseldorf statt. Zahlreiche hervorragende Düsseldorfer Persönlichkeiten hatten sich eingefunden, um die Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt und ihre Gäste willkommen zu heißen. Ein hervorragendes Essen und ein guter Tropfen Wein brachten bald eine frohe Stimmung. Ein Riesen-Feuerwerk, das am Ufer des Rheins abgebrannt wurde, setzte dem Abend die Krone auf.

Der 17. Juni vereinigte die Teilnehmer zu den wissenschaftlichen Vorträgen im Kongreß-Saal II der Ausstellung (Modellbildnerei).

Der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, eröffnete die Sitzung mit Worten der Begrüßung und des Dankes an die gastliche Stadt Düsseldorf. Einem alten Brauch gemäß bat er alsdann den Ehrenvorsitzenden, Prinz Heinrich von Preußen, den Vorsitz zu übernehmen. Zunächst übermittelte Herr Ministerialrat Kuesgen die Grüße des Herrn Reichspostministers und gab dem Wunsche Ausdruck, daß die Ergebnisse der wissenschaftlichen Behandlung der Luftfahrt bald zu weiteren positiven Fortschritten in der Praxis führen mögen. Alsdann begrüßte im Namen der Stadt Düsseldorf Herr Beigeordneter Thelemann die Mitglieder und Gäste der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt. Als erstem Vortragsredner wurde nunmehr Herrn Dr.Ing. F. Rumpler das Wort zu dem Thema »Das Trans-Ozeanflugzeug« erteilt.

Der Vortrag von Dr.-Ing. Rumpler behandelt das Problem des Trans-Ozeanflugzeuges. Rumpler zeigte zunächst, daß der Flug nach Nord-Amerika erheblich größere Schwierigkeiten bietet, als der nach Süd-Amerika, da mangels geeigneter Zwischenlandemöglichkeiten die größte frei zu überfliegende Strecke 3900 Kilometer beträgt gegenüber 2850.

Rumpler behandelte dann die Schwierigkeiten, die sich der Konstruktion größerer Flugzeuge bei der bisher üblichen Bauweise in den Weg stellen und in der Hauptsache darin bestehen, daß der Nutzlastanteil mit steigender Vergrößerung immer geringer wird. Rumpler vertrat den Standpunkt, daß also neue Wege beschritten werden müssen.

Auf Grund des neuen, von Rumpler entwickelten Prinzips ist jedoch in Zukunft die Möglichkeit geschaffen, auch große Flugzeuge mit bisher für unmöglich gehaltenen Dimensionen, für mehrere hundert Personen, zu bauen.

Während bei den bisher bekannten Flugzeugen die Lasten zentral oder annähernd zentral angeordnet sind, wodurch infolge der auf die Flügel wirkenden Biegungskräfte sich die Gewichtsverhältnisse bei steigender Vergrößerung immer ungünstiger gestalten, geht Dr. Rumpler

von dem Gedanken aus, daß diese gefährlichen Steigerungen der Biegungskräfte vermieden werden können, wenn man die Vergrößerung in der Weise vornimmt, daß die Lasten nicht mehr zentral angeordnet, sondern dezentralisiert werden. Jeder Teil der Nutzlasten ruht also unmittelbar auf dem zugeordneten nächstliegenden Tragflächenstück. Durch eine solche Art der Vergrößerung wird es möglich, bei stets gleichbleibendem Nutzlastanteil die Erhöhung der Dimensionen beliebig weit zu treiben. Daher bezeichnet Dr. Rumpler seine neue Bauart mit dem Namen „Flugzeuge mit unbegrenzten Spannweiten".

Dieser Leitgedanke wird noch weiter ausgebaut, indem die Dezentralisation nicht nur für die Nutzlasten allein, sondern auch für alle anderen Flugzeugorgane durchgeführt wird. So werden im ganzen 10 Motore vorgesehen, die über das Flugzeug hin verteilt sind; ferner werden 6 anstatt der bisher angewendeten 1 oder 2 Schwimmer usw. vorgesehen.

Diese mehrfache Anordnung sämtlicher Aggregate bringt aber neben der Erhöhung der Wirtschaftlichkeit auch eine beträchtliche Steigerung der Betriebssicherheit, denn Versagen eines Organes kann wohl die Leistung etwas herabsetzen, aber niemals die Flugfähigkeit gänzlich aufheben, wie es bei den Flugzeugen der jetzigen Bauart meistens der Fall ist.

Auf Grund seines neuen Prinzips hat Dr. Rumpler die Konstruktion für ein großes Trans-Ozeanflugzeug über eine Flugstrecke von mehr als 4000 Kilometer, zur Beförderung von 130 Passagieren nebst Gepäck und 25 Mann Besatzung geschaffen. Rumpler gibt an Hand eines Modelles sowie zahlreicher Bilder eine ausführliche Begründung der von ihm angewandten Leitsätze, sowie eine genaue Beschreibung des konstruktiven Aufbaues. Das neue Flugzeug wird eine Maximal-Geschwindigkeit von etwa 270 Kilometer besitzen und in der Lage sein, die Strecke Hamburg—New York mit Zwischenlandungen in Plymouth und auf den Azoren in etwa 36 Stunden zurückzulegen.

Dr. Rumpler hält die Schwierigkeiten, die dem Bau eines derartigen Flugzeuges entgegenstehen, nicht für übermäßig groß; sie seien relativ nicht höher als diejenigen, die er seinerzeit bei der Schaffung seiner Taube zu überwinden hatte, da heute eine ungeheure Menge an wissenschaftlichen Erfahrungen zu Gebote stehe. Dr. Rumpler sprach am Ende seines Vortrages den Wunsch aus, daß es unter weitgehendster Förderung der dazu berufenen Stellen der deutschen Industrie gelingen möge, das erste Trans-Ozeanflugzeug in Deutschland erstehen zu lassen.

An den Vortrag knüpfte sich eine interessante Aussprache, über die ausführlich im Jahrbuch der WGL berichtet wird.

Herr Regierungsrat Dr. Perlewitz von der Hamburger Seewarte ließ sich des längeren aus über das Thema:

»Die Winde unten und in der Höhe über dem Nord- und Südatlantischen Ozean nach eigenen Beobachtungen vom meteorologischen und flugwirtschaftlichen Standpunkt«.

Der Redner sagte etwa folgendes:

Einen meteorologisch-klimatischen Bericht über den Atlantischen Ozean in seiner Beziehung zum Luftverkehr kann ich in kurzer Zeit nicht geben, dazu brauche ich ein Semester. Aber doch möchte ich hier von den vielen schönen Beobachtungen der letzten zwei Jahrzehnte die gröbsten Forschungsergebnisse zusammenfassen. Die deutsche Seewarte in Hamburg hat seit 1906, also noch vor der Eroberung der Luft durch Flugzeug und Luftschiff, die hohe Atmosphäre über den Ozeanen für Wissenschaft und Luftfahrt systematisch zu erforschen angefangen, sie hat, begünstigt durch ihre Beziehungen zu der Seefahrt und den Reedereien, Schiffe und Beobachter angewiesen und hinausgesandt, nachdem die ersten Beobachtungen von Hergesell gemacht und günstig verlaufen waren. Vor dem Kriege fanden die systematischen Beobachtungen auf zwei langen Hin- und Herreisen durch den Atlantischen Ozean statt, nach dem Kriege auf mehreren kürzeren nur durch den Nordatlantik und auf zwei Reisen auch durch den Südatlantik. An der einen der letzten nahm ich selbst teil, sie lieferte zum ersten Mal für zwei Jahreszeiten Querschnitte über die Windverhältnisse bis teilweise 22 Kilometer Höhe längs des ganzen Atlantik; die andere Reise ist die noch unterwegs befindliche große »Meteor«-Expedition.

Die Hauptergebnisse sind folgende:

1. Beide Westwindzonen steigen nach dem Äquator zu schräg an, um zehn Breitengrade bis 22 km Höhe,
2. innerhalb des Tropengürtels befindet sich eine hohe, verschiebbare Westwindtrift von 10 Breitegraden bis 5 km herabneigend,
3. Nördliche Winde überwiegen im Nordatlantik und allgemein im Juni, südliche Winde im Südatlantik und allgemein im März,
4. Windstillen befinden sich in 1 bis 4 km Höhe über dem Passat und reichen am Äquator bis zum Boden herab,
5. Stürmische Winde kommen überall und aus allen Richtungen vor,
6. Über dem Passat kommt etwa gleich oft der Hergesellsche Nordwest, der Antipassat aus Südwest oder Ostwind vor,
7. In der Höhe sind die Winde sehr unregelmäßig im Gegensatz zum regelmäßigen Passat unten,
8. Die Höhenwinde der Tropen stehen wahrscheinlich mit den unteren Winden in unseren Breiten im Zusammenhang,
9. Der Luftaustausch in der Atmosphäre ist sehr verwickelt und wie die Meerströmungen im Atlantik unsymmetrisch,
10. Die Umwandlung polarer Luft in äquatorische und umgekehrt geht durch ein System von Zyklonen und Antizyklonen vor sich,
11. Die Ständigkeit des Passats nimmt nach oben ab (Köppen). In der Ausnutzung dieser Tatsache liegt der Vorteil der wirtschaftlichen Vertikalnavigation beim Luftverkehr zwischen Europa und Südamerika.

Zwei Aufgaben werden uns Meteorologen von den Luftverkehrsunternehmungen dauernd gestellt. Erstens soll der laufende Luftverkehr unterstützt werden durch schnellste Wetter-Nachrichtenübermittelung, hauptsächlich von Nebel, Gewitter und Wind, und durch meteorologische Beratung und Vorhersage. Die Innehaltung des Fahrplanes und die Sicherheit des Flugzeuges sind die Gründe.

Die zweite Aufgabe der Meteorologen ist die, im großen Streckenflug, von 1000 km an, die wirtschaftlichsten Fahrwege nach meteorologischen Gesichtspunkten herauszusuchen, die stärksten Schiebewinde oder schwächsten Gegenwinde im voraus zu bestimmen, einmal in horizontaler Ausdehnung nach der Luftdruckverteilung, der Lage des Tiefs und Hochs auf der Wetterkarte, und anderseits vertikal nach der Windänderung mit der Höhe und Höhenwetterkarte.

Nur auf diese zweite Hauptaufgabe, die meteorologische Horizontal- und Vertikal-Navigation, und zwar nur im Atlantischen Ozean, will ich hier noch kurz eingehen.

Die Wetternachrichtenübermittelung der deutschen Seewarte ist seit Mai d. J. so weit, daß sie täglich die Wetterkarte vom Atlantik durch drahtlose Bildübertragung so verbreitet, daß jedes Schiff auf dem Ozean oder auch Luftfahrzeug mit einfachem Apparat die Wetterkarte aufnehmen und danach seine meteorologische Horizontal-Navigation vornehmen kann.

Bei den heute üblichen Geschwindigkeiten der Luftfahrzeuge von 150 km und Annahme der mittleren Windstärke von nur 8 Meter per Sekunde dauert ein Flug mit



dem Winde nur 2/3 so lange wie bei Gegenwind. Für große Strecken ist die Windausnutzung vielleicht der entscheidenste wirtschaftliche Faktor. Der Wind kommt stets voll in Rechnung, wie beim Seeschiff der Meeresstrom. Ist die Fahrzeit zu lang, so leidet nicht nur die Schnelligkeit des Verkehrs, sondern auch die Nutzlast wird Null.

Im Weltluftverkehr müssen sich die Wege den allgemeinen Windströmungslinien, auf den Ozeanen also etwa den Segelschiffswegen, anschließen, allerdings mit dem Unterschied, daß die Stillengebiete nicht wie vom Segler vermieden werden brauchen, sondern sogar ziemlich günstig sind. Das erste Flugzeug, das von Europa nach Amerika geflogen ist, ist nicht der allgemeinen Strömungsrichtung entgegen nach dem näheren Nordamerika, sondern nach Südamerika geflogen! Nur Luftschiffe sind bisher hin und her gefahren! Wie das Segelschiff am wirtschaftlichsten mit dem Winde fährt, so ist es in erhöhtem Maß mit dem Luftfahrzeug.

In Nordamerika spielt, wie allgemein in den gemäßigten Breiten, die meteorologische Horizontal-Navigation die Hauptrolle, während die Vertikal-Navigation in den Tropen die wichtigere ist, wie z. B. im Verkehr zwischen den nord- und südatlantischen Küsten. Selbstverständlich ist stets beides zu berücksichtigen. Auf die hochinteressanten, aber sehr verwickelten Einzelheiten im Nord- und Südatlantik kann ich an dieser Stelle nicht eingehen; ich hebe nur einige Punkte hervor:

Über dem Nordatlantik ist die allgemeine Luftströmung, also auch der wirtschaftlichste Luftverkehrsweg, im Sinne des Uhrzeigerganges gerichtet. Daneben ist jedoch die jeweilige Lage und die Verschiebung der meteorologischen Aktionszentra: bei den Bermudas, den Azoren, bei Island, im westlichen Mittelmeer usw. zu beachten. Im südlichen Teil ist die Strömung nach Westen. Bei Westindien sind die vorwiegend von Juni bis November auftretenden tropischen Stürme richtig zu umfahren. Weiter im Norden ist die Hauptströmung nach Ost gerichtet, aber unregelmäßig. Nord- und Südstrom wechseln besonders schnell auf der Fahrt nach Westen. Die Einbruchstellen kalter polarer Luftmassen sind für ein Luftschiff von Bedeutung; dem Flugzeug bringt das Überschreiten der Polarfront ebenfalls böiges Wetter. In dem richtigen Umfahren und Ausweichen des Tiefs, der lokalen Böen, Gewitter usw. besteht die Kunst und zugleich Ausnutzung der meteorologischen Horizontal-Navigation.

Im Passatgürtel ist der Wind am Boden besonders stetig und das Wetter heiter. Den tropischen Zyklonen kann der meteorologische Luftfahrer ausweichen, da sie eine Fortpflanzungsgeschwindigkeit von nur 40 bis 80 km in der Stunde haben.

Im äquatorialen Gürtel, dem Hauptherd der Witterung auf der Erde, ist das Wetter auf einem nicht sehr breiten Bande regnerisch und gewitterhaft, nicht neblig, aber diesig. Der Wind wird hier nicht abgelenkt.

Das Wetter im Südatlantik entspricht dem im Nordatlantik, doch ist es in höheren Breiten viel gleichförmiger da hier die ständigsten Winde die Erde umkreisen und die meteorologisch wirtschaftlichste Weltluftlinie geben, die die Südspitzen der drei Kontinente verbinden.

An den Küsten des Atlantik ist der Land- und Seewind, der tägliche und der jahreszeitliche, der Monsun, zu beachten, in Westindien die Zyklonen, an der afrikanischen Küste der mit 2 vH auftretende Harmattan (Ostwind im Winter), an der brasilianischen Küste die zahlreichen Gewitter und an allen Hochküsten die verstärkten Regenfälle bei Seewind.

Das Wetter über Land in Nordamerika entspricht dem europäischen, doch sind alle Gegensätze halbmal größer.

Über dem Ozean ist das Flugwetter im allgemeinen günstiger als über Land: Die Temperaturen sind ausgeglichener, die Luft ist stabiler, die Winde sind gleichmäßiger, die Sturmbahnen regelmäßiger, und es gibt keine Gebirge.

Über die Winde in der Höhe, die besonders für den Verkehr zwischen Europa und Südamerika günstig ausnutzbar sind, habe ich das wesentliche schon angegeben.

Luftfahrer und Flugmeteorologen müssen den Luftkörper, dem sie ihr und anderer Leben anvertrauen, gründlich nach Mittel-, häufigsten und extremsten Werten kennen und verstehen, das heißt Diagnose und Prognose stellen können.

Wie für unsere Welt-Handels-Schiffahrt dicke Dampfer- und Segelhandbücher ausgearbeitet worden sind, so wird es unser Ziel sein, Ihnen auch solche Handbücher für Ihre Luftfahrzeuge zu verschaffen.

Nach einer kurzen Pause sprach als zweiter Redner Herr Dr.-Ing. Rohrbach über das Thema »Entwurf und Aufgaben des Leichtbaues«.

Der Vortrag beschäftigt sich in der Hauptsache mit Material- und Herstellungsfragen, soweit eine Aufstellung allgemeiner Grundsätze hierfür bei der noch wenig fortgeschrittenen Entwicklung der Fabrikation möglich ist.

Das wichtigste Problem für den Flugzeugkonstrukteur liegt darin, die beste Lösung in bezug auf Verwendungszweck und Herstellung zu finden.

Während man bezüglich des Verwendungszweckes bereits zu ziemlich einheitlichen Lösungen gelangt ist, ist die Entscheidung der Herstellungsfragen schwerer, weil sie abhängig von technischen, politischen und finanziellen Bedingungen ist.

Die Frage: Holz oder Metall ist heute wohl allgemein zugunsten des Metalls entschieden, das trotz teurerer Herstellung wegen seiner größeren Lebensdauer im Betrieb billiger ist. Bei der Wahl des zu verwendenden Metalls hat Duralumin gegenüber Stahl folgende Vorteile: leichtere und haltbarere Verbindungsmöglichkeit, günstigere Festigkeitswerte, einfachere Formen und kürzere Bearbeitungszeiten. Offene Profile sind dem Verwendungszweck besser angepaßt als hohle, da sie einfacher miteinander zu vernieten und ihre Verbindungsstellen im Gewicht leichter sind; außerdem gewährleistet ihre leichte Nachsehbarkeit besseren Korrosionsschutz, was besonders für den Bau von Wasserflugzeugen von Wichtigkeit ist. Metallhaut ist für Flügel günstiger als Stoffbespannung, die oft erneuerungsbedürftig und daher, trotz billigerer Herstellung, im Betriebe teuerer ist. Bei zerlegbarem Flügel hat die Metallhaut außerdem den Vorteil einfacher Nachsehbarkeit und daher leichter Reparaturmöglichkeit.

Zusammenfassend: große Maschinen baut man am besten aus glatten Duraluminblechen und -bändern als der einfachsten Form dieses Materials, unter Verwendung von offenen Profilen, die eine schiffbauähnliche Konstruktion mit tragender Haut ergeben, wobei alle Flügel- und Leitwerksflächen aus einfachen, leicht nietbaren Teilen zusammengeschraubt sind.

Billige Werkstattarbeit ist nur möglich durch sorgfältige Vorbereitung aller Arbeitsvorgänge. Hierzu gehört zunächst ein gut ausgebautes Zeichnungswesen, das selbst alle kleinsten Einzelteile und Anschlüsse zeichnerisch festlegt. Besondere Abteilungen des Konstruktionsbüros arbeiten das Projekt aus und erledigen die aerodynamischen und Festigkeitsuntersuchungen. Nach den so vollständigen Zeichnungen und Stücklisten der ersten Maschine einer neuen Type kann also leicht eine Serie von zwanzig Stück gebaut werden. Alle Einzelteile werden in der Kontrolle sorgfältig geprüft, damit eventuelle Fehler vor dem Zusammenbau entdeckt werden.

Die Arbeitsausführung wird abgekürzt durch einfache Vorrichtungen, die durch die einfachen Formen des verwendeten Materials sehr billig sein können. Diese Billigkeit der Vorrichtungen ist wichtig für die Typenentwicklung und Produktionssteigerung bei Serienaufträgen. Durch Einführung von Akkord wurde eine Ersparnis an Arbeitszeit von 30—50 Prozent im eigenen Betriebe erzielt. Ein praktisches Nachkalkulationssystem ermöglicht eine dauernde Kontrolle der aufgewendeten

Arbeitszeit und Kosten und weist Wege zur Vereinfachung und Verbilligung. Diese enge Zusammenarbeit von Konstruktionsbüro, Werkstatt und Nachkalkulation ist von größtem Einfluß auf die Herstellungskosten.

An Hand von Bildern werden Arbeitszeitenvergleiche und Kostenvergleiche einzelner Bauteile gegeben.

Dem Vortrag folgte eine längere sehr interessante Aussprache, die in ihren Einzelheiten im Jahrbuch der WGL wiedergegeben wird. Alsdann folgte ein gemeinsames Frühstück im Rheingoldsaal des Rhein-Terrassen-Restaurants der Ausstellung.

Nachmittags wurde die Luftfahrt Ausstellung in Halle 84c besichtigt. Sie hat allgemein größte Anerkennung nicht nur bei den Laien, sondern auch bei den Sachverständigen gefunden. Ihrem Charakter nach paßt sie zwar nicht in die »Gesolei«, (Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen) hinein. Es wurde jedoch eine Ausnahme gemacht, um den Rheinländern, die noch bis vor kurzem unter der Besatzung zu leiden hatten und vom deutschen Flugwesen wenig zu sehen bekamen, Gelegenheit zu bieten, sich über den Stand und das Fortschreiten auf dem Gebiete der Luftfahrtwissenschaft und -industrie zu unterrichten. Die Luftfahrtausstellung, über die in Nr. 11 und 12 dieser Zeitschrift ausführlich berichtet worden ist, ist ein Prachtstück der Gesamtausstellung. Sie wird dazu beitragen, das Interesse in denen hervorzurufen, die bisher achtlos beiseitestanden, sie wird die Jugend anstacheln, sich mit den Ideen des Luftfahrzeugbaues und verwandter Gebiete eingehender zu befassen und uns tüchtige Ingenieure zuführen. Sie wird dazu beitragen, das Vertrauen der großen Masse zum Luftverkehr zu fördern bzw. zu festigen und wird dem Auslande zeigen, was deutscher Erfindergeist, deutscher Fleiß, deutsche Gründlichkeit trotz Anlegung schwerster Fesseln zu leisten vermögen.

Am Abend desselben Tages vereinigten sich die Mitglieder und Gäste der wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit ihren Damen zum Festessen im Rheingold-Saal des Rhein-Terrassen-Restaurants. Die Begrüßungsrede hielt Geheimer Regierungsrat Prof. Dr. Ing. e. h. Schütte. Es sagte den Vertretern Düsseldorfs, daß die WGL es angenehm empfunden habe, an der ausgezeichneten »Großen Ausstellung für Gesundheitspflege, Sozialen Fürsorge und Leibesübungen« mit ihrer allerdings sehr kleinen Abteilung »Luftfahrtwissenschaft und Praxis,« die der tüchtige Geschäftsführer in hervorragender Weise hervorgezaubert hat, teilnehmen zu dürfen, und dankte ihnen und insbesondere den leitenden Männern der Gesolei für diese große Ehre. Die WGL hatte gern der Anregung der Stadt Düsseldorf entsprochen, ihre diesjährige Hauptversammlung nach Düsseldorf zu verlegen, weil sie wußte, daß sie hier am herrlichen deutschen Rhein gut aufgenommen sein wird. Die Stunden, die die Angehörigen der WGL bisher in Düsseldorfs Mauern verlebt haben, haben schon bewiesen, daß die WGL sich in ihrer Annahme nicht getäuscht hat. Er dankte den Vertretern höchster und hoher Staats- und Kommunalbehörden, sowie den Vertretern der Presse und den Mitgliedern, Gästen und Gönnern der WGL für ihr zahlreiches Erscheinen. Er verknüpfte mit diesem Dank die Bitte, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt auch weiterhin gutes Wohlwollen und Interesse zu bewahren. Nach weiteren Ausführungen über deutsches Können, Schaffen und Wesen, nach einem kurzen Rückblick auf die Vergangenheit brachte er ein »Hoch« auf die herrliche Stadt Düsseldorf aus. Hiernach ergriff Herr Ministerialrat Brandenburg das Wort und führte folgendes aus:

Eure Königliche Hoheit!
Hochzuverehrender Herr Reichskanzler!
Meine Damen und Herren!

Wiederum wie in den vergangenen Jahren habe ich die Ehre und das Glück, der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt im Namen der Reichsregierung den Willkommensgruß zu entbieten.

Wenn wir den Blick zurückrichten auf die Tagungen der letzten Jahre, so erinnern wir uns des schmerzlichen Druckes der geistigen Knechtschaft, unter dem jene Tagungen gestanden haben: der sogenannten Begriffsbestimmungen. Dieser Druck ist jetzt von uns genommen, und zum ersten Male versammeln wir uns in dem Bewußtsein, daß die Arbeit der WGL frei ist. Es hat jahrelanger Arbeit bedurft, um den heutigen Zustand herbeizuführen. Der Kampf ist nicht allein von der Regierung geführt worden, alle der Luftfahrt nahestehenden Kreise haben ihn getragen. Ich möchte hier Gelegenheit nehmen, ein Wort des Dankes an alle Mitglieder der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt zu richten, welche ihre internationalen Gelehrtenbeziehungen dazu benutzt haben, um im Auslande klarzumachen, daß es doch nicht sehr angebracht sei, sich mit Fortschritten zu brüsten, während man die geistige Konkurrenz gewaltsam niederhielte.

Als Fachbeamter möchte ich mir aber auch erlauben, hier öffentlich vor den Männern der Luftfahrtwissenschaft und -technik ein ehrerbietiges Wort des Dankes an den hier anwesenden früheren Herrn Reichskanzler Dr. Luther zu richten. Wir wären die Begriffsbestimmungen nicht — wie es jetzt doch im wesentlichen der Fall ist — los geworden, und die Verhandlungen hätten sich außen und innen im Dickicht verirrt, wenn sich der Herr Reichskanzler nicht persönlich so stark für die Sache eingesetzt hätte, wie es ihm sein warmes Herz für die Entwicklung der deutschen Luftfahrt nahegelegt hat.

Meine Damen und Herren, ich bin heute vormittag zu den Vorträgen zu spät gekommen, weil die Wetterlage in Frankfurt a/M., wo ich mich heute früh noch befand, um 7.30 Uhr morgens das Fliegen nicht ermöglichte. Als ich nachher bei Nebel, tiefen Wolken, Regen und Boen über den Taunus und den Westerwald hinweg hierher flog, sah ich hin und wieder durch ein kleines Loch in den Wolken den blauen Himmel, der oberhalb des schlechten Wetters offenbar leuchtete und es drängte sich mir von neuem der Gedanke auf, daß unsere ganze Luftfahrt für den Verkehr doch noch nicht ganz reif ist, daß sie trotz der erstaunlichsten persönlichen Leistungen doch immer bis zu einem gewissen Grade eine Schönwetterfliegerei bleiben wird, solange es uns nicht gelingt, das Gerät zu konstruieren, mit dem man in und über den Wolken fliegen kann, keiner Augenverbindung des Flugzeugführers mit der Erde mehr für die Orientierung bedarf und — am Ziele angekommen — sicher in den Hafen hineingelotst wird. Erst wenn wir dieses Gerät haben, wird die Luftfahrt ganz verkehrsreif sein, ja sie wird dann sicherlich zu einem der bedeutungsvollsten und am tiefsten in die Entwicklung der Kulturen einschneidenden Verkehrsmittel werden, das die Menschheit jemals geschaffen hat. Dann aber wird der Flug auch ein echtes Symbol der deutschen Luftfahrt sein. Durch unsichtbare, aber stark und sicher wirkende Kräfte gezogen und getrieben, von der Erde ungesehen, möge das Flugzeug und die deutsche Luftfahrt den Weg durch Wolken und Wetter, über Gebirge und Meere zum Ziele nehmen, und dort ruhig und sicher landen. Das Ziel der deutschen Luftfahrt aber soll nach wie vor heißen: Die deutsche Geltung zur Luft im friedlichen Wettbewerb mit allen Völkern.

In diesem Sinne darf ich Sie bitten, das Glas zu erheben: Die Deutsche Luftfahrt soll leben hoch! hoch! hoch!

Herr Beigeordneter Dr. Thelemann dankte der WGL mit folgenden Worten:

Hochverehrte Festversammlung! In Vertretung des dienstlich verhinderten Oberbürgermeisters hiesiger Stadt habe ich die Ehre, Ihnen namens der städtischen Verwaltung und Vertretung herzlichst zu danken, daß Sie Düsseldorf zu Ihrem diesjährigen Versammlungsorte gewählt haben. Weiter dankt Ihnen Düsseldorf, daß Sie uns im Rahmen unserer hiesigen Ausstellung in so hervorragender Weise

einen Überblick über Ihr Wirken und Schaffen gegeben haben. Die von Ihnen ausgestellte Schau ist ein wesentlicher, hochbedeutender Teil unserer Abteilung für Leibesübungen. Den Dank, den Sie, hochverehrter Herr Präsident, der Stadt Düsseldorf für den Empfang aussprachen, gebe ich Ihnen daher von ganzem Herzen zurück. Wir hoffen, daß Sie in Düsseldorf einige frohe Tage verleben werden. Düsseldorf hat von jeher der Luftfahrt das größte Interesse entgegengebracht. Als seiner Zeit Graf Zeppelin durch Wind und Wetter mit seinem Luftschiff den Rhein herunterflog und auf unserer Golzheimer Heide landete, umgab ihn brausender Jubel. Düsseldorf baute für ihn aus eigenen Mitteln große Luftschiffhallen und förderte auch sonst nach besten Kräften den Bau und Verkehr der großen Luftschiffe. Unvergeßlich ist mir persönlich weiter der Tag, an dem unser Oberbürgermeister und ich dank der liebenswürdigen Einladung unseres hochverehrten Herrn Professors Junkers vom Flugplatz Dorsten aus — Düsseldorf und seine weitere Umgebung war ja damals noch besetzt — mit unseren Frauen nach Dessau fliegen und dort die großartigen Flugzeugbauwerke schauen durften. In Düsseldorf landen ja jetzt allerdings auch regelmäßig Flugzeuge; aber was Sie, sehr verehrter Herr Präsident, vorhin sagten, ist für Düsseldorf doch noch nicht ganz erfüllt, denn nach den neuesten Abmachungen mit unseren früheren Gegnern wird ja Düsseldorf noch nicht ein offizieller Flughafen, sondern bleibt vorläufig nur ein Notlandeplatz. Wir müssen also immer noch danach streben, daß alle unsere Luftfahrtgesetzschranken fallen. Düsseldorf muß in jeder Beziehung vollberechtigter, unbeschränkter Flughafen werden.

Sehr geehrte Damen und Herren! Wir hoffen, daß Sie später mit Freuden an unser Zusammensein hier in Düsseldorf zurückdenken werden, und wir wünschen Ihnen den besten Erfolg Ihrer hiesigen Beratungen. Gestatten Sie mir, Sie zu bitten, auf das Wohl und Gedeihen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ein dreifaches Hoch auszubringen.

Hiernach hielt Herr Major a. D. v. Kehler folgende Rede:

Eure Königliche Hoheit, meine sehr verehrten Damen und Herren!

Im Namen des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller und des Aero-Clubs von Deutschland habe ich herzlichen Dank zu sagen dafür, daß wir an dieser Tagung teilnehmen dürfen, und beste Grüße zu übermitteln. Wir sind voller ehrlicher, dankbarer Anerkennung für unsere Berliner Hausgenossin, die WGL, die durch ihr Wirken und insbesondere durch ihre Veranstaltungen, bald in diesem bald in jenem schönen Orte des deutschen Vaterlandes, nicht nur die wissenschaftlichen, sondern die sämtlichen Interessen der Deutschen Luftfahrt erfolgreich fördert.

Heute nun tagen wir hier in Düsseldorf, wir atmen rheinische Luft und rheinisches Leben und lassen die edlen einfachen Linien der Architektur in der hiesigen Ausstellung auf uns wirken. Das erhebt und beglückt, und dem Danke für die rheinische Gastfreundschaft ist in warmen Worten schon mehrfach Ausdruck gegeben worden. Ich glaube aber in Ihrer aller Sinne zu sprechen, wenn ich mich jetzt mit unserem Dank an eine Persönlichkeit richte, die alle Vorbereitungen zu dieser Tagung der WGL hier getroffen hat, auf der alle Verantwortung ruht und die es, wie schon so oft, auch diesmal wieder verstanden hat, die Wünsche jedes Einzelnen zu befriedigen. Sie wissen alle, wen ich meine. Herr Hauptmann Krupp, er lebe hoch, hoch, hoch!

Der zweite Vortragstag begann mit der Geschäftssitzung im Kongreßsaal der Ausstellung. Ausführliches Protokoll hierüber folgt in Beiheft Nr. 14 der »Berichte und Abhandlungen der WGL, Jahrbuch 1926.« Es seien hier nur kurz die wichtigsten Punkte erwähnt. Der Vorsitzende, Herr Geheimrat Schütte, eröffnet kraft seines Amtes die geschäftliche Sitzung der XV. Ordentlichen Mitgliederversammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V. und heißt die Versammelten herzlich willkommen. Er stellt fest, daß die Versammlung beschlußfähig ist.

Bericht des Vorstandes.

Der diesjährige Bericht ist etwas kürzer, da seit der letzten Hauptversammlung im September erst ein halbes Jahr verflossen ist. Leider war im verflossenen Geschäftsjahr wieder der Tod mehrerer tüchtiger und treuer Mitglieder zu beklagen. Es sind dies: Geheimer Baurat Dr. Ing. e. h. Klingenberg, Professor Dr. Knoller, Patentanwalt Fehlert, Dr. Ing. Schreiner, Major a. D. Puhaca. Der Vorsitzende bittet die Versammlung, sich zum ehrenden Gedenken der Toten von den Sitzen zu erheben. Dies geschieht. Der Vorsitzende dankt.

Im vorigen Jahre hatte die WGL 814 Mitglieder. Hiervon sind 5 gestorben und 50 ausgetreten bzw. aus der Mitgliederliste wegen rückständiger Beiträge gestrichen worden. Hinzu sind 69 Neuaufnahmen gekommen, so daß der Bestand zur Zeit 828 Mitglieder beträgt. Diese Zahl ist ein sehr erfreuliches Zeichen, denn sie bedeutet ein ständiges Anwachsen.

Der Vorstandsrat hat am 9. September 1925 und am 16. Juni 1926 getagt. Außerdem war die WGL in ständiger Verbindung mit den einzelnen Mitgliedern. Es haben zahlreiche Besprechungen in der Geschäftsstelle stattgefunden, so daß von einem laufenden Verkehr gesprochen werden kann.

Seit der XIV. Ordentlichen Mitgliederversammlung in München haben folgende Sprechabende stattgefunden:

27. Oktober 1925: Dr. H. Borck »Die Schraubenstrahltheorie und ihre praktische Anwendung.«
13. November 1925: Prof. Moede »Eignungsprüfung von Fahrzeugführern.«
7. Dezember 1925: Ing. Sachse »Über den amerikanischen Kirsten-Propeller.«
17. Dezember 1925: Prof. Dr. Georgii »Eine flugwissenschaftliche Forschungsreise nach Westindien.«
8. Januar 1926: Geh. Reg. Rat Prof. Dr. Schreiber »Das Neueste von der internationalen Regelung des Luftverkehrs.«
12. Februar 1926: Pickerott »Die Hochspannungszündung für Verbrennungsmotore und neue Wege ihrer Entwicklung.«
12. März 1926: Dr. Ing. Meissner »Veredelungsvorgänge in vergütbaren Aluminiumlegierungen.«
21. Mai 1926: M. L. Bramson »Anti-Stall-Gear.«

An sämtliche Vorträge schloß sich eine rege Aussprache.

Entsprechend den §§ 2 und der 3 Satzung hat die WGL die Arbeit mit verwandten Vereinen rege weiter gepflegt. Es sind dies der Verein Deutscher Ingenieure, der Deutsche Verband Technisch-Wissenschaftlicher Vereine, der Deutsche Luftrat, die Rhön-Rossiten-Gesellschaft und die Arbeitsgemeinschaft für Auslands- und Kolonial-Technik.

Zur Tagung des Deutschen Luftfahrtverbandes in Hamburg hat die WGL Herrn Hauptmann a. D. Krupp als Vertreter entsandt.

Tätigkeit der Kommissionen.

1. Vorbereitung zur XV. Ordentlichen Mitglieder-Versammlung in Düsseldorf 1926.

Die Große Ausstellung Düsseldorf 1926 für Gesundheitspflege, Soziale Fürsorge und Leibesübungen hatte der WGL durch ihren Vorstand nahegelegt, die in München veranstaltete Sonderausstellung »Luftfahrtwissenschaft und Praxis« in erweitertem Maßstabe auf der Gesolei in diesem Jahre zu zeigen. Gleichzeitig hatte die Stadt Düsseldorf die WGL eingeladen, ihre Tagung in Düsseldorf abzuhalten. Die WGL ist dieser Bitte gern nachgekommen. Die Stadt Düsseldorf hat in liebenswürdiger Weise das Protektorat über die Tagung angenommen.



2. Kommission für Vorträge.

Der Kommission gehören die Herren Everling, Hoff, Prandtl, Reissner, Rumpler und Krupp an. Wie es in der letzten Zeit stets der Fall war, waren auch in diesem Jahre soviele Anmeldungen für Vorträge eingegangen, daß die WGL leider gezwungen war, verschiedene Vorträge zurückzustellen. In den Sitzungen der Kommission zur Festsetzung der Vorträge wurde schließlich festgelegt, daß nicht mehr soviel Vorträge gehalten werden sollen. In Zukunft werden nur noch drei große Vorträge zugelassen werden, an die sich mehrere kleinere Vorträge anschließen, die in dasselbe Gebiet fallen. Es soll dafür mehr Zeit für die Aussprache gewonnen werden.

3. Illustrierte Technische Wörterbücher.

Major a. D. v. Tschudi führt aus, daß seit der vorjährigen Tagung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt der deutsche Teil des Bandes »Luftfahrtwesen« der Illustrierten Technischen Wörterbücher fertiggestellt worden ist. Desgleichen sind die Illustrationen nicht nur vorhanden und klischiert, sondern auch in soviel Abzügen hergestellt, daß die nunmehr im Auslande zu bearbeitenden Teile mit den Illustrationen versehen werden können. Die fremdsprachliche Bearbeitung ist im Gange, und zwar wird der russische Teil von einem Russen, der Mitglied der WGL und in hohem Maße fachkundig und auch der deutschen, englischen und französischen Sprache durchaus mächtig ist, bearbeitet. Diese Arbeit ist so gut wie vollendet und würde in wenigen Tagen zur Überprüfung nach Rußland übersandt werden können, wenn es nicht erforderlich wäre, auch den russischen Teil in ein Schema zu verarbeiten, wie es allgemein für die verschiedenen Sprachen üblich ist. — Der spanische Teil wird zunächst von Herrn Walter Scherz vom Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen, mit Zustimmung von Herrn Dr. Eckener bearbeitet. Herr Scherz ist der spanischen Sprache und im besonderen der spanischen Luftfahrtausdrücke in hohem Maße mächtig. Er wird bereits in der allernächsten Zeit zu Herrn Oberst Herrera, dem Leiter des spanischen Flugwesens, reisen. Herr Herrera hat sich ganz der Ausführung dieser Arbeiten zur Verfügung gestellt. — Für die italienische Bearbeitung ist die Unterstützung der italienischen Luftfahrtbehörde und anderer maßgeblicher Sachverständiger gewonnen. Herr Schlomann wird die Arbeiten in Rom spätestens Anfang Juli einleiten. — Der Teil »Meteorologie« ist von Herrn Prof. Kassner bereits in der französischen und englischen Sprache bearbeitet. — Im übrigen beginnt jetzt die französische und englische Bearbeitung. Der Vortragende wird von der Tagung der WGL aus unmittelbar nach Paris und London fahren und die betreffenden Formulare zur Ausfüllung mitnehmen. In Paris und London wird er mit Hilfe der Behörden die betreffenden Mitarbeiter leicht erhalten können, nachdem sich auch Herr Grey, der Herausgeber des »Aeroplane«, für diese Arbeiten bereit hält. Es handelt sich im übrigen nicht um eine ehrenamtliche, sondern um eine vergütete Arbeit. Die Abschriften für Amerika, wo Herr Vanier selbst an einer Sammlung der amerikanischen Ausdrücke für ein von ihm projektiertes ähnliches Wörterbuch arbeitet, werden Anfang Juli nach den Vereinigten Staaten versandt werden.

4. Kommission für den Segel-Flug.

Vorsitzender, Prof. Georgii: Wenn ich Ihnen heute einen kurzen Überblick über den Stand der Segelflugbewegung gebe, so bitte ich Sie, den vertretenen Optimismus nicht allein als persönliche Einstellung zu betrachten. Ich hoffe, die sachliche Berechtigung hierzu Ihnen nachweisen zu können. Wir dürften einig darüber sein, daß die Einschätzung und Notwendigkeit des Segelfluges überhaupt nicht nach den Ergebnissen von Wettbewerben erfolgen kann, die zeitlich beschränkt und in entscheidender Weise von anderen Momenten, dem Wetter, der Organisation und der Qualität der teilnehmenden Flieger und Flugzeuge, abhängen. Wettbewerbe geben wohl einen Maßstab für persönliche Leistungen, aber kein vollwertiges Bild über die möglichen Leistungen überhaupt. So gut wie keinen Einblick gewähren sie in die nachhaltigen Rückwirkungen, wie sie z. B. in unserem Falle vom Segelflug auf das übrige Flugwesen ausgehen. — Unsere Pflicht ist es aber, der schönen persönlichen Leistungen zu gedenken, die unsere Segelflieger seit der letzten Tagung der WGL vollbracht haben. Wir dürfen mit Freude feststellen, daß sämtliche derzeitigen Welthöchstleistungen des Segelfluges von deutschen Fliegern vollbracht sind. Nehring-Darmstadt hält mit 84,4 km die größte Leistung im Streckenflug. Schulz-Ostpreußen behauptet mit 12 Stunden 9 Minuten den Weltrekord im Dauerflug. Weiterhin hat Schulz erst vor wenigen Wochen einen neuen Dauerrekord im Segelflug mit Passagier von 9 Stunden 21 Minuten aufgestellt. Neben diesen Leistungen hat das letzte Jahr aber auch manche Wandlungen im Ausbau der Schulungs- und Forschungszentren des Segelfluges auf der Rhön und in Rossitten gebracht. Wie Ihnen bekannt ist, hat die Rhön-Rossitten-Gesellschaft in erster Linie die Förderung des Segelfluges durch Schulung und wissenschaftliche Forschung zur Aufgabe. Ihr stehen zu diesem Zweck die Segelflugschulen in Rossitten und auf der Wasserkuppe zur Verfügung. Für die wissenschaftliche Forschung ist das Forschungsinstitut auf der Wasserkuppe gegründet worden. Hinsichtlich der Aufgaben dieser Schulen ist folgende Regelung getroffen worden: Die Schule in Rossitten ist Anfängerschule. In ihr werden junge Leute bis zum Gleitfliegerausweis B ausgebildet. Die Schule auf der Wasserkuppe, die frühere Martens-Fliegerschule, soll die hohe Schule für Segelflieger bilden. In ihr finden nur Segelflieger Aufnahme, die mindestens den Gleitfliegerausweis B besitzen. Vor allem sollen aber auch in ihr Motorflieger in den Segelflug eingeführt werden. — Die Fliegerschule auf der Wasserkuppe ist dem Forschungsinstitut angeschlossen worden, um hierdurch Wissenschaft und Praxis eng miteinander zu verknüpfen und zugleich zu dokumentieren, daß der Segelflug über eine praktisch-fliegerische Bedeutung hinaus eine Sache der Wissenschaft ist und von ihr in besonderem Maße betraut werden soll. Nicht laute Wettbewerbe werden hierdurch ausschlaggebend für die Weiterentwicklung des Segelfluges, sondern ruhige, sachliche Arbeit. Das Forschungsinstitut ist am 1. Mai einem Direktor unterstellt worden und hat hierdurch gleichzeitig Verbindung mit der Technischen Hochschule, Darmstadt, erhalten. Außerdem steht dem Forschungsinstitut ein wissenschaftlicher Ausschuß zur Seite. Ich möchte nicht verfehlen, es mit besonderer Freude und Dank zu begrüßen, daß hierdurch das Forschungsinstitut enge Verbindung mit dem Aerodynamischen Institut in Göttingen und der Deutschen Versuchsanstalt in Adlershof erhalten hat. Das Forschungsinstitut setzt sich zusammen aus einer meteorologischen, aerodynamischen und flugtechnischen Abteilung. Über die aerodynamische Abteilung näheres zu sagen, erübrigt sich, da über die bisherigen Ergebnisse in der Reihe der Vorträge dieser Tagung berichtet wird. Die flugtechnische Abteilung arbeitet Flugmodelle aus, die im Technischen Wettbewerb auf der Rhön im August d. J. Verwendung finden. Zur Zeit hat sie außerdem gerade eine Arbeit vollendet, die für die sportliche Förderung des Segelfluges von großer Bedeutung ist. Sie hat 2 Segelflugzeuge herausgebracht, ein Schulflugzeug und ein Segelflugzeug, die als Normaltypen anzusehen sind und deren vollständige Konstruktionszeichnungen mit Bauanweisung auf Wunsch jedermann gegen den geringen Selbstkostenpreis zugestellt werden. Diese Arbeit schätze ich überaus hoch ein. Sie erfüllt einen jahrelangen Wunsch und erspart endlich wilde, planlose Bautätigkeit. Jeder kann heute mit geringen Mitteln sich ein brauchbares Segelflugzeug bauen. Anstelle der Worte können die Vereine jetzt Taten vollbringen, wenn

sie ernstlich gewillt sind, Flugsport zu pflegen. Das weitere wissenschaftliche Programm des Forschungsinstitutes sehe ich in der weiteren Erkundung der Segelflugmöglichkeiten. Hier halte ich es für die wichtigste Aufgabe, unverzüglich an die Erforschung der Möglichkeit in größerer Höhe, auch über der Ebene, zu segeln, heranzugehen. Ich denke an Höhen von 1500 bis 2000 m. Es wird kein dynamischer Segelflug werden, auch kein Segeln im reinen thermischen Aufwind, sondern es wird ein Segelflug sein im aufsteigenden Zweig größerer Turbulenzwirbel, die durch die Reibung der Luftströmung an der Erdoberfläche entstehen und in den genannten Höhen derartig geordnet und ein solches Ausmaß haben, daß sie einen längeren Segelflug ermöglichen. Das Leichtflugzeug muß für diese Forschung herangezogen werden. Erfahrungen, die in Darmstadt bisher gemacht worden sind, versprachen Erfolg. Der Segelflug und in besonderem Maße diese zuletzt erwähnten Versuche vermitteln uns weitgehende Kenntnisse von der »Brandungszone der Atmosphäre«, den Schichten der Luftströmung, die noch von der Erdoberfläche unmittelbar beeinflußt sind und deren Studium bisher noch durchaus vernachlässigt ist, obwohl gerade diese Zone für den Luftverkehr die größte Bedeutung hat. Für das Forschungsinstitut der Rh.-R-G. habe ich die Erforschung dieser Brandungszone der Atmosphäre als Hauptaufgabe aufgestellt. Wir müssen wissen, wie die Strömung der Luft gestört wird durch verschiedene Oberflächengestaltung der Erde, über und hinter Wäldern, über Flüssen und Seen, an der Wüste und vor allem über und hinter Gebirgen. Wir müssen auch wissen, wie die Luftströmung über Flugplätzen durch die nächste Umgebung gestört wird. Denn alle diese Störungen der Luftströmung, die in mehr oder weniger starken Luftwirbeln sich äußern, bilden nicht zu verachtnde Gefahrsmomente für den Luftverkehr. Beispiele können genug aufgeführt werden, noch aus jüngster Vergangenheit. Wir Deutsche hören bisweilen gern aufmerksamer auf Ansichten des Auslandes. Ich will Ihnen nur eine anführen, und zwar vom Commandant Dagnaux, der wörtlich berichtet, daß er auf einem Flug in Lee eines Gebirges trotz der 300 PS seines Breguet 14-Renault das ohnmächtige Spiel der Luftwirbel geworden ist, üble Höhenverluste von mehreren hundert Metern erlitt und nur mit Mühe der Absturzgefahr entging. Er schließt: »Das Studium des Segelfluges ist das glücklichste; denn es vermittelt die Kenntnis vom Einfluß des Bodenreliefs auf die bewegte Atmosphäre.« — Ich sehe deshalb heute in der wissenschaftlichen Segelflugforschung unmittelbare Arbeit für den Luftverkehr. Ich gehe soweit, gerade mit Rücksicht darauf, daß der Verkehrsflieger im Vertrauen auf die Kraft seines Motors die Gefahren der Brandungszone der Atmosphäre leicht vernachlässigt, es für notwendig zu halten, daß jeder Verkehrsflieger, genau wie jeder Kapitän eines großen Dampfers, Fahrten auf Segelschiffen gemacht haben muß, auch Flüge auf einem Segelflugzeug ausgeführt haben soll, damit er durch den Segelflug die Eigentümlichkeiten der Luftströmung besser kennen und beurteilen lernt. — Unter diesen Gesichtspunkten ist der Segelflug keine tote Sache, sondern seine eigentlichen Aufgaben fangen erst an.

Hauptmann a. D. Krupp teilt mit, daß sich die WGL, um den Gedanken der Luftfahrt auch in den Schulen zu verbreiten, entschlossen hat, einen Segelflug-Modellwettbewerb mit dem Modell Martens auszuschreiben.

Modellflug-Wettbewerb für die deutsche Schuljugend.

Preisausschreiben.

Zur Förderung des Verständnisses der Jugend für die Grundbegriffe des Fliegens und zur Hebung des Luftfahrtgedankens wird ein Wettbewerb veranstaltet.

Veranstalter: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«, Berlin, in Zusammenarbeit mit der »Staatlichen Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht in Preußen«, Berlin.

Bedingungen:

1. Teilnahmeberechtigt sind alle Schüler und Schülerinnen deutscher Lehranstalten. (Die Austragung ist an keinen bestimmten Ort gebunden.)
2. Die Teilnehmer am Wettbewerb müssen mit dem Rhönflugmodell »Martens« (Spannweite 1m) eine möglichst weite Entfernung zwischen Start- und Landestelle erzielt haben. Als Entfernung gilt die Luftlinie zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers (Fußspitze) und der Landestelle des Modells (Mitte Tragfläche), ausgedrückt in Metern und Zentimetern.
3. Zur Vermeidung der Benachteiligung solcher Bewerber, welche in der Ebene wohnen, werden bei der Preiszuteilung zwei Gruppen gebildet, und zwar:

   Gruppe A für Flugleistungen, bei denen zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers und der Landestelle des Modells nicht mehr als 30 m Höhenunterschied bestand, und

   Gruppe B für Flugleistungen, bei denen zwischen dem Fußpunkt des Abwerfers und der Landestelle des Modells mehr als 30 m Höhenunterschied waren.
4. Die Anmeldung der Leistung kann nur mit dem vorgedruckten Wettbewerbsschein erfolgen, der jedem Modell beiliegt und dessen Ausfüllung durch die Schulstelle bescheinigt sein muß.
5. Die Prüfung der Einsendungen erfolgt durch ein Preisrichterkollegium, bestehend aus drei Mitgliedern, von denen die »Staatliche Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht« ein Mitglied und die »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt« zwei Mitglieder stellen. Die Entscheidungen des Preisgerichts sind endgültig und unanfechtbar.
6. An Preisen werden ausgesetzt:

   Auf je 5000 (fünftausend) ordnungsmäßig eingegangene Wettbewerbsscheine Preise im Gesamtwert von 2500 RM (bei weniger als 5000 Meldungen Preise im Werte pro rata der eingegangenen Anzahl), und zwar:

   Zwei erste Preise (je einen für Gruppe A und B):

   Ein Freiflug von Berlin nach München und zurück (oder umgekehrt) oder über eine andere gleichlange Strecke einschließlich der Eisenbahnzu- und -rückfahrt nach Berlin bzw. dem betr. Flughafen und einschließlich Fürsorge, freier Unterkunft und Verpflegung während dieser Tage. Für die Flüge gelten die Bestimmungen der in Frage kommenden Luftverkehrsgesellschaft. Zum Flug ist die Genehmigung der Eltern oder Elternstellvertreter erforderlich. Anderenfalls erfolgt Auszahlung des Flug-Gegenwertes in bar.

   Zwei zweite Preise (je einen für Gruppe A und B) nach Wunsch:

   Ein erstklassiges Fahrrad mit Torpedofreilaufnabe, Rücktrittbremse und komplettem Zubehör, einschließlich elektrischer Lampe, im Werte von 150 RM, oder ein kompletter Radio-Empfangsapparat einschließlich Baumaterialien für eine gute Hochantenne (Empfangsmöglichkeit aller europäischen Stationen) im Werte von 150 RM, oder ein Metallbaukasten mit Elektromotor bis 250 Volt im Werte von 150 RM.

   Zwei dritte Preise (je einen für Gruppe A und B) nach Wunsch:

   Ein Fahrrad mit Freilauf, Rücktrittbremse, einschließlich Zubehör im Werte von 100 RM, oder ein kompletter Radio-Empfangsapparat im Werte von 100 RM, oder eine Photo-Kamera 9×12 mit lichtstarker Optik im Werte von 100 RM.

Zehn weitere Preise (je 5 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:
Ein Radio-Bastlerkasten zum Bau eines Empfangsapparates, oder ein Werkzeugkasten für Feinmechanik oder Tischlerei oder Schlosserei, oder Gesammelte Werke unserer Klassiker und beliebtesten Jugendschriftsteller im Werte von 30 RM.
Zwanzig weitere Preise (je 10 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:
Gute Bücher, Fußbälle, Briefmarkenalben, Musikinstrumente, Gesellschaftsspiele, Gartenspiele u. a. im Einzelwerte von 15 RM.
Achtzig weitere Preise (je 40 für Gruppe A und B) nach Bestimmung des Preisgerichts:
Gute Bücher, Füllfederhalter, Gesellschaftsspiele u. a. im Einzelwerte von 10 RM.

7. Es ist keine Mindestflugstrecke vorgeschrieben, sondern es erhält derjenige Teilnehmer z. B. der Gruppe A den ersten Preis, der die längste Flugstrecke in dieser Gruppe erzielt hat. Den zweiten Preis in dieser Gruppe erhält derjenige Teilnehmer, der die zweitlängste Strecke erzielt hat und so fort. In Gruppe B wird entsprechend verfahren. Das Preisgericht behält sich vor, Sonderleistungen sowie neue Ideen, durch die eine erhebliche Flugstreckenverlängerung erreicht wurde, besonders zu berücksichtigen. Bei Leistungsgleichheit entscheidet das Los.
8. Jedem Teilnehmer am Wettbewerb steht längere Zeit zum Üben und zur Erzielung wirklicher Höchstleistungen zur Verfügung. Die beste Leistung, die erreicht wurde, ist auf dem Wettbewerbsschein einzutragen und ihre Richtigkeit von der Schule bescheinigen zu lassen. Der Schein muß rechtzeitig bis zu dem auf ihm verzeichneten Schlußtermin abgeschickt und bei der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E. V.«, Berlin W 35, Blumeshof 17, eingetroffen sein. Später eintreffende Scheine können als verfallen erklärt, ungenügend frankierte Sendungen zurückgewiesen werden.
9. Die Ergebnisse einer jeden Wettbewerbserie à 5000 werden verschiedenen Tages- und Schulzeitungen und dem »Zentralblatt für die gesamte Unterrichtsverwaltung in Preußen« zwecks Veröffentlichung übermittelt. Die Benachrichtigung der Preisträger und die Aushändigung der Preise erfolgt durch die Schulen bzw. direkt an die Besteller.
10. Der Wettbewerb ist offen bis Ablauf 1926. Der Veranstalter behält sich etwa notwendig werdende Änderungen und eine Fristverlängerung vor.

5. Bericht über den Navigierungsausschuß.

Professor Berson: Seit der Septembertagung mußte die Arbeit des Navigierungsausschusses sich naturgemäß fast völlig auf die Fertigstellung der Referate über die einzelnen in Betracht kommenden Gebiete seitens der Herren Referenten konzentrieren. Es wurde deswegen außer einigen privaten Besprechungen nur eine Hauptsitzung des Ausschusses im Anfang des Februar abgehalten, in welcher in erster Linie die endgültigen und unverrückbaren Termine für die Ablieferung der Arbeiten festgesetzt wurden. — Von diesen Arbeiten wurde diejenige über »Das Signalwesen auf dem Boden und im Flugzeuge« durch Herrn Kapitän z. See a. D. Boykow bereits im vorigen Jahre abgeliefert und ist längst in Fahnen gedruckt worden. Zwei weitere Aufsätze: ein zweiter des Herrn Kapitän z. See a. D. Boykow über »terrestrische Navigation«, sowie von Herrn Dr. Koppe über »Höhenmessung« (Navigierung in der Vertikale) sind vor kurzem zur Ablieferung gelangt und befinden sich in der Druckerei. Die gerade noch vor unserer Hauptversammlung fälligen Arbeiten von Admiralitätsrat Prof. Maurer über den »Kompass« und Prof. Everling über »Neigungsmesser« haben sich leider infolge Überlastung der Verfasser mit dienstlichen Arbeiten um ein paar Wochen verzögert Auf Ansuchen der Druckerei werden praktischerweise die vier letztgenannten Abhandlungen erst zusammen in Satz und Druck genommen, um auf diese Weise die Drucklegung wirtschaftlicher zu machen. — Der Ausschuß hat die Absicht, diese 4 Arbeiten zusammen mit der bereits gedruckten erstgenannten Boykow'schen Arbeit über »Signale«, da sie nicht so umfassend sind wie das bereits erschienene Zahlentafelwerk von Prof. Wedemeyer, in einem Bande erscheinen zu lassen. — Aus dem aufgestellten Arbeitsplan bleiben dann noch zu erledigen: die Aufsätze über »astronomische Ortsbestimmung« und über »das Kartenmaterial«. Von diesen beiden Arbeiten, welche nach erfolgtem Zurücktreten anderer Herr Prof. Wedemeyer freundlicherweise übernommen hatte, wird jedoch nach neuester Disposition diejenige über Kartenmaterial in erster Linie von Herrn Kapitän z. See a. D. Ritscher, Leiter der Navigierung bei der Deutschen Luft-Hansa, einem wohlbekannten Fachmann, bearbeitet werden und steht im Einverständnis mit Herrn Prof. Wedemeyer.

6. Ausschuß für konstruktive Fragen.

In Abwesenheit des Vorsitzenden des Ausschusses, des Prof. Reissner, sprach Herr Hauptmann a. D. Krupp und teilte mit, daß der Ausschuß das Preisausschreiben veröffentlicht und Rückfrage der Bearbeiter in zahlreichen Fällen erledigt hat. Der Termin des Preisausschreibens ist im Herbst. Erst dann wird der Ausschuß wieder aktiv arbeiten können.

7. Kommission für Luftrecht.

Geheimer Regierungsrat Prof. Dr. Schreiber läßt durch den Vorsitzenden folgendes mitteilen: 1. Der Ausschuß der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftrecht hielt am 6. Oktober 1925 eine Sitzung ab, in der er sich konstituierte und zu dem Vorentwurfe der französischen Regierung betreffend ein internationales Abkommen über die Haftung des Luftfahrtunternehmers Stellung nahm. Die Stellungnahme des Ausschusses, welche sich auf zehn besonders wichtige Punkte bezog, konnte bereits in den innerdeutschen Vorverhandlungen wirksam gemacht werden, wie auch in den Verhandlungen der in Paris vom 27. Oktober bis 6. November 1925 stattgehabten Konferenz, an welcher ich als Sachverständiger in der deutschen Delegation teilgenommen habe. — 2. Der Ausschuß hatte eine weitere Sitzung am 9. Januar 1926. In ihr wurde das Ergebnis der Pariser Konferenz über Luft-Privatrecht besprochen, welches der Ausschuß im wesentlichen billigen konnte, und es wurde ferner Stellung genommen zu einem Entwurfe des Reichsverkehrsministeriums betreffend eine Verordnung über den Luftverkehr nebst einer dazu gehörigen Bekanntmachung und 14 Anlagen. Die in dem Ausschuß zu dieser letzten Verordnung geltend gemachten Gesichtspunkte konnten in einem Gutachten Verwendung finden, welches ich an das Reichsverkehrsministerium über die geplante Verordnung und ihre Anlagen zu erstatten hatte. — 3. Gegenwärtig ist der Ausschuß damit beschäftigt, zu der Frage der Einführung einer Hypothek auf Luftfahrzeuge Stellung zu nehmen. Er hat in seiner Sitzung vom 9. Januar zwei seiner Mitglieder beauftragt, diese Stellungnahme eingehend vorzubereiten. Die vorbereitenden Arbeiten sind im Gange.

8. WGL-Ausstellung auf der Gesolei in Düsseldorf.

Der Vorsitzende teilt mit, daß die WGL auf der Gesolei in Halle 84 c eine Ausstellung »Luftfahrtwissenschaft und Praxis« eröffnet hat. Der Geschäftsführer der WGL hat hierüber in der ZFM Heft 11 bis 12, dem Ausstellungssonderheft, eingehend berichtet. Aus diesem Heft ist auch sonst alles Wissenswerte über die Ausstellung der WGL zu ersehen.

Hauptmann Krupp teilt mit, daß in der letzten Zeit Verhandlungen bei Herrn Oberbürgermeister Dr. Böß, Berlin stattgefunden haben, bei denen die Stadt Berlin in Vorschlag brachte, gegebenenfalls auch eine Luftfahrtausstellung in Berlin zu veranstalten. Die WGL ist der Ansicht, daß die Beschickung einer Luftfahrtausstellung nur gemeinsam mit der Industrie und WGL in Zukunft erfolgen darf. Nach Meinung der Industrie und gemäß der wirtschaftlichen Lage ist zunächst einmal der Vorschlag gemacht worden, die Ausstellung in Berlin für das Jahr 1928 in Aussicht zu nehmen. Die Zeit soll dann ergeben, ob die Ausstellung national oder international gemacht werden soll. Es wurde auch vorgeschlagen, die Ausstellung im Frühjahr zu machen, gleichzeitig mit einem großen Flugwettbewerb, der in Berlin seinen Anfang und sein Ende hat.

9. Lilienthal-Gedächtnisstätte.

Der Vorsitzende teilt mit, daß die WGL bereits einen Überblick über die Errichtung der Lilienthal-Gedächtnisstätte gegeben hat. Die WGL hat die Verhandlungen weiter geführt und ist jetzt soweit, daß das Gelände gesichert und der Inhaber desselben durch die Stadt Berlin abgefunden werden soll. Ein zweiter Entwurf der Lilienthal-Gedächtnisstätte ist in der WGL-Ausstellung auf der Gesolei in der Abteilung »Segelflug« ausgestellt.

10. Kartenmaterial.

Ferner wird mitgeteilt, das der Verlag für Börsen- und Finanzliteratur an die WGL mit der Bitte herangetreten ist, ihn bei der Herausgabe eines »Großen Luftverkehrs-Atlasses« zu unterstützen. Die WGL hat ihre Bereitwilligkeit hierzu ausgesprochen und vorgeschlagen, daß der Kartograph der Landesaufnahme i. R., Herr H. Alberti, der sich besonders auf dem Gebiete der Fliegerkarten bisher betätigt hatte, zur Bearbeitung des Werkes mit herangezogen wird. Das Reichsverkehrsministerium hat zu erkennen gegeben, daß es die Herstellung eines Luftverkehrsatlasses begrüße. Die Deutsche Luft-Hansa A.-G., Berlin, hat zur Bearbeitung ihr Kartenmaterial zur Verfügung gestellt.

11. Ausschuß für Fachsprachen und Ausschuß für Einheiten und Formelgrößen.

Krupp berichtet, daß von den seinerzeit in den AEF von der WGL delegierten Mitgliedern die Herren Rohrbach und Pröll ihr Amt niedergelegt haben. An Stelle der Ausgetretenen wurden gewählt die Herren Madelung und Betz und ein außerordentlicher Vertreter des DVL. Der Ausschuß für Fachsprache besteht aus den Herren Madelung, Seewald, Blenk und Bleistein.

12. Lehrvorträge.

Hauptmann a. D. Krupp: Im Rahmen der von der WGL und der Berliner Arbeitsgemeinschaft für motorlosen Flug veranstalteten Vortragsreihe, an der Schüler und angehende Ingenieure in großer Zahl teilnahmen und zu der der Aero-Club von Deutschland in liebenswürdiger Weise seine Räume zur Verfügung gestellt hatte, wurden folgende Vorträge gehalten:

11. 2. 26: Dipl.-Ing. Manigold Der Motorflug,
18. 2. 26: Dipl.-Ing. Manigold Der Flugmotor,
25. 2. 26: Dipl.-Ing. Manigold Das Motorflugzeug,
4. 3. 26: Dr. Koschmieder, (Wetterdienststelle) Meteorologie,
11. 3. 26: Petschow Aus der Praxis der Luftkunde,
18. 3. 26: Reg.-Ober-Insp. Schnitzler Luftverkehr,
25. 3. 26: Dr. de Laporte Luftrecht.

Zeitschrift und Beihefte.

Hauptmann a. D. Krupp: Seit der letzten Ordentlichen Mitgliederversammlung wurde die ZFM in erweitertem Maße fortgeführt und vom Januar 1926 ab im DIN-Format gebracht. Ende Juni erscheint das Doppelheft 11/12, das Ausstellungssonderheft, das alles Wissenswerte über die Luftfahrt-Ausstellung der WGL auf der Gesolei bringt. Von Heft 11/12 ab soll auch die englische, amerikanische und französische Patentschau in der ZFM veröffentlicht werden. Es wird gebeten, etwaige Vorschläge hierzu bekanntgeben zu wollen.

Von den Berichten und Abhandlungen hat die WGL Beiheft 13 herausgegeben, als Jahrbuch der WGL 1925 über die XIV. Ordentliche Mitglieder-Versammlung in München.

Errichtung einer Zentral-Luftfahrt-Bücherei.

Hauptmann a. D. Krupp: Da das Flugverbandhaus jetzt aufgestockt wird, kann die WGL im Herbst größere Räume erhalten, da ihre jetzigen viel zu eng geworden sind. Es wird daher der Vorschlag gemacht, eine Zentral-Luftfahrt-Bibliothek einzurichten. In der Bücherei sollen sämtliche wissenschaftlichen und technischen Bücher und die der verwandten Gebiete zusammengestellt werden. Ferner soll ein Leseraum geschaffen werden, in dem die inländischen und ausländischen Zeitschriften der Luftfahrt, die die WGL im Tausch gegen die ZFM erhält (ein Teil ist auch abonniert), zur Benutzung für die Mitglieder und Interessenten ausgelegt werden sollen.

Bildung eines Ausschusses zur Pflege der Luftfahrt in der Schule.

Hauptmann a. D. Krupp: Die WGL hat bereits früher einen Ausschuß zur Pflege der Luftfahrt in der Schule gehabt; seine Tätigkeit hat aber aufgehört, nachdem verschiedene Aufgaben im Zusammenhang mit der Staatlichen Hauptstelle für den naturwissenschaftlichen Unterricht erfüllt worden waren. Da der Leiter dieser Anstalt, Geheimrat Hahn, nicht mehr da ist und sein Nachfolger, Professor Matthäi, mit dem auch die WGL die ganze Durchführung des Modellwettbewerbes besprochen hat, die Anregung zur Bildung des Ausschusses gegeben hatte, würde es nötig sein, in Hinsicht auf den großen Gedanken, die Luftfahrt eingehend im Schulunterricht zu verbreiten, einen neuen Ausschuß einzusetzen, der in Zusammenarbeit mit der Staatlichen Hauptstelle diese Angelegenheit fördert. Es werden hierzu nachstehend aufgeführte Herren vorgeschlagen: Pröll, Spieweck, Matthäi, Tetens, Everling.

Neuwahl in den Vorstandsrat.

Vorsitzender: Satzungsgemäß scheiden aus die Herren: Martens und Caspar. Dr. Stieber hat sein Amt niedergelegt. Es rücken dafür in die freigewordenen Stellen die auf der letzten OMV gewählten Vorstandsmitglieder: Schreiber, Spieweck und Tetens ein. Neu gewählt wurden: Dr. Betz, Prof. Georgii, Dr. Ewald und Dipl.-Ing. Koch.

Denkmünze der WGL.

Herr Geheimrat Schütte hat der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt ein Kapital zur Verfügung gestellt, damit künftig besondere Leistungen auf dem Gebiete des Luftfahrtwesens durch eine Denkmünze ausgezeichnet werden können.

Die WGL hat demgemäß in der diesjährigen Hauptversammlung beschlossen, Denkmünzen prägen zu lassen und nach Maßgabe der hierüber erlassenen Bestimmungen an verdiente Mitglieder zu verleihen. Über die Verleihung wird eine Urkunde ausgestellt, welche von dem Ehrenvorsitzenden und dem ersten Vorsitzenden der Gesellschaft unterzeichnet wird. In der Urkunde wird der Grund der Verleihung zum Ausdruck gebracht. Die Namen derer, denen die Denkmünze verliehen worden ist, sollen an hervorragender Stelle in der Mitgliederliste der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt in jedem Jahrbuch aufgeführt werden.

Im Anschluß an die Geschäftssitzung folgte der letzte der »Großen Vorträge«. Herr Ingenieur Hans Herrmann



sprach über das Thema: »Flugbootskörper und Schwimmer«.

Seit 12 bis 14 Jahren werden Seeflugzeuge gebaut. Es wurden in dieser Zeit ungeheure Erfahrungen gesammelt, die in der Literatur zerstreut sind. Der Vortrag ist die erste systematische Übersicht der technischen Zusammenhänge von Seeflugzeugen.

Die Einleitung bringt einen Überblick der Entwicklungs- und Züchtlingsmethoden der verschiedenen Länder und einen Hinweis, daß die Entwicklung in Deutschland in eine feste Hand genommen werden muß.

Der Wasserwiderstand hat Merkmale, die überall in gleicher Form zutage treten. Sein Höchstwert liegt bei rund 40, selten bei 50 vH der Abfluggeschwindigkeit. Bei verschiedenen Belastungen, Abfluggeschwindigkeiten und Bootsformen ändert sich der Wasserwiderstand in wenig übersichtlicher Form. Die beste Darstellung des Wasserwiderstandes stammt von Madelung, bei der der Widerstand als Bruchteil der vom Wasser getragenen Last bei den verschiedenen Geschwindigkeiten des Bootes und Abfluggeschwindigkeiten auf einem Schaubild vereint ist.

Die Ermittlung des Wasserwiderstandes erfolgt durch Modellversuche in der Schiffbau-Versuchsanstalt. In Deutschland wird die hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt (die größte der Welt) bevorzugt. Die Umrechnung erfolgt auf Grund des Fronde'schen Gesetzes unter Berücksichtigung der Reibung.

Der Vorgang des Startes und Landens wird klargestellt und ein einfaches graphisches Ruhenverfahren zur Berechnung von Startzeit und -länge angegeben, das mit dem im Eisenbahnbetrieb zur Bestimmung der Anfahrzeiten von Zügen übereinstimmt.

Eine Zusammenstellung von Erfahrungen zeigt, daß Boote ohne Stufe aussichtslos sind, die Stufe nahe dem Schwerpunkt sein soll, Kielung größeren Widerstand und kleineren Landestoß bringt, hohe Landegeschwindigkeit unratsam ist, zu kurzer Bug unnötig Spritzwasser bringt und die Startzeit bei Windstille und Wind mit Wellengang praktisch gleich ist.

Eine Fülle verschiedener Messungen über den Wasserwiderstand bringt praktisch brauchbares Material für den Konstrukteur.

Zweischwimmerflugzeuge sind bis zu 2—3 t Gesamtgewicht Flugbooten dann überlegen, wenn Seefähigkeit verlangt wird. Bei größeren Mustern, insbesondere da, wo man dezentralisiert, ist das Flugboot überlegen. Eine grundsätzliche Überlegenheit verschiedener Flugboots- oder Zweischwimmer-Bauarten gibt es nicht, sondern man erzielt diese nur durch sorgfältige Beachtung aller, auch der kleinsten Belange.

Metallboote sind Holzbooten gegenüber dadurch, daß sie sich nicht mit Wasser vollsaugen, sehr im Vorteil, aber teurer.

Nach einer längeren Aussprache über den sehr interessanten Vortrag begannen die »Kleinen Vorträge«. Als erster sprach Herr Dr. phil. B. Spieweck von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E. V., Berlin-Adlershof über »Photogrammetrische Start- und Landungsmessungen«.

Der Vortrag handelt von einer neuen Methode zur Bestimmung der Flugbahn eines Flugzeuges, besonders bei Start und Landung. Das Flugzeug wird dabei direkt von hinten oder vorn in der Ebene der Flugbahn im Geradeausflug photographiert. Die Spannweite im Bild wird dann mit Hilfe eines Komparators gemessen, und aus der tatsächlichen, bekannten Spannweite und der gemessenen sowie aus der Brennweite der benutzten Kammer läßt sich die Entfernung des Flugzeuges vom Standpunkt der Kammer berechnen. Die Höhe ergibt sich aus dem auf dem Bilde gemessenen Abstand des Flugzeuges vom Horizont. Die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt führte im Laufe des letzten Halbjahres eine große Anzahl derartiger Messungen durch. Nach den dabei gewonnenen praktischen Erfahrungen wurde eine besondere Filmkammer gebaut, mit der hintereinander 150 Aufnahmen in Abständen bis zu einer Sekunde gemacht werden können. Zur genauen Zeitbestimmung wird eine Stoppuhr mitphotographiert. Diese Kammer wurde zum erstenmal bei dem Süddeutschen Wettbewerb in Mannheim Anfang Juni benutzt. Der Vortragende erklärt dann die Einzelheiten der Methode an einigen durchgeführten Start-, Landungs- und Geschwindigkeitsmessungen und weist die erreichbare große Genauigkeit nach.

Nach der Aussprache sprach Herr Dr. Ing. F. Seewald von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt über »Theoretische und experimentelle Bestimmungen der Formänderungen von Luftschrauben«.

Die Luftschrauben sind im Betrieb außerordentlich hohen Beanspruchungen ausgesetzt; man ist jedoch bisher nicht in der Lage, die Größe der auftretenden Beanspruchungen mit befriedigender Genauigkeit ermitteln zu können. Die Schwierigkeit dieser Aufgabe rührt daher, daß die Form des Flügels auf die Beanspruchungen, insbesondere auf die Biegungsmomente großen Einfluß hat. Man denke sich den Flügel durch eine Anzahl von Querschnitten in Elemente zerlegt. An jedem Element wirkt dann die Fliehkraft, die im Schwerpunkt angreift und die Luftkraft. Wenn nun die Schwerpunkte der einzelnen Flügelelemente nicht auf einer Geraden in radialer Richtung liegen, so erzeugen die Fliehkräfte Biegungsmomente, die den Flügel in diese Gerade hinein zu biegen suchen. Selbstverständlich ist es gleichgültig, ob die Krümmung oder Neigung der Flügelachse von Hause aus vorhanden ist oder erst auf elastischem Wege durch die Belastung erzeugt wird. Da die Fliehkraft von einer ganz anderen Größenordnung ist als die übrigen Kräfte, so bringen auch schon sehr kleine Abweichungen der Flügelachse von der radial gerichteten Geraden Momente hervor, die berücksichtigt werden müssen. Mithin ist sowohl die Form, die der Flügel von Hause aus besitzt, als auch die Formänderung, die er unter der Belastung erleidet, bei Aufstellung der Gleichgewichtsbedingungen zu berücksichtigen. Der erste Teil der Aufgabe, nämlich die Ermittlung der statischen Größen für die von Hause aus gegebene Form, läßt sich ohne weiteres lösen. Die Änderung dieser statischen Größen infolge der elastischen Formänderungen lassen sich jedoch erst dann ausrechnen, wenn diese Formänderungen, die selbst wieder von den gesuchten statischen Größen abhängen, bekannt sind. Dieser Teil der Aufgabe wurde in ähnlicher Weise gelöst, wie es in einer Untersuchung von Reißner „Über die Festigkeit der Luftschraube" T. B. II 1917, S. 315, geschehen ist. Dort ist der Schraubenflügel jedoch als gerader unverwundener Stab aufgefaßt.

Es wird angenommen, daß die zunächst noch unbekannten elastischen Durchbiegungen sich durch eine Potenzreihe hinreichend genau darstellen lassen, etwa die Durchbiegung in der Flugrichtung in der Form

$$\eta = a_0 + a_1 r + a_2 \cdot r^2 + a_3 r^3 + \ldots\ldots$$

entsprechend die Durchbiegung senkrecht dazu und die elastische Verdrehung. Mit Hilfe dieser Ausdrücke kann man alle interessierenden Größen, etwa die Biegungsmomente als Funktion der zunächst noch unbekannten Konstanten, ausrechnen. Denkt man sich die so errechneten Biegungsmomente aufgebracht und die zugehörige Durchbiegung ausgerechnet, so muß diese mit der angenommenen, also mit der durch obige Reihe dargestellten, übereinstimmen. Diese Bedingung ergibt die nötigen Gleichungen zur Bestimmung der Konstanten. Wenn die Konstanten bekannt sind, so ist die endgültige Form gegeben und alle statischen Größen lassen sich bestimmen.

In dieser Weise wurde eine Schraube von einer eigenartig geschweiften Form untersucht. Durch Luftschrauben desselben Baumusters wurden vor einiger Zeit mehrere Flugunfälle verursacht, dadurch, daß die Flügel der Schraube im Fluge brachen. Die Untersuchung ergab, daß bei die-

ser Schraube, deren geschweifte Form wohl deswegen gewählt war, um die entlastende Wirkung der Fliehkraft möglichst auszunutzen, gerade die Fliehkräfte weit größere Biegungsmomente hervorrufen, als die Luftkräfte sie jemals hätten hervorbringen können. Man muß danach bei der Heranziehung der Entlastung durch die Fliehkraft sehr vorsichtig sein. Bei einem von Hause aus geraden Flügel erfolgt die elastische Formänderung dagegen immer so, daß eine Entlastung eintritt.

Um die Rechnung auch experimentell nachzuprüfen, wurde die Formänderung der obenerwähnten Schraube gemessen. Auf dem ganzen Umriß des Flügels wurden Staniolplättchen aufgesetzt, die alle drei Zentimeter unterbrochen wurden, so daß eine Leiter von Funkenstrecken entstand. Hierüber wurde nun ein Strom geschickt und die Funken erst in Ruhlage der Schraube, dann beim Lauf photographiert. Die Formänderungen ließen sich auf diese Weise an jeder beliebigen Stelle des Flügels sehr genau fetsstellen, und standen in befriedigender Übereinstimmung mit dem Ergebnis der Rechnung.

Nach diesem äußerst frisch und flott gehaltenen Vortrag und einer anschließenden Aussprache wurde die Reihe der Kleinen Vorträge von einem gemeinsamen Frühstück im Rheinterrassenrestaurant unterbrochen. Nach dem Frühstück sprach zunächst Herr Prof. v. Kármán über das Thema: »Über experimentelle Aufgaben der modernen Flugzeugstatik«.

Die Flugzeugstatik lehnt sich in ihrer herkömmlichen Form an die Fachwerkstatik an, indem man versucht, Flügel und Rumpfkonstruktion in Fachwerke zu zerlegen und die Kräfteverteilung nach Grundsätzen der Statik gegliederter Fachwerke zu ermitteln. Dieses Verfahren hat für zellenartig gebaute Mehrdecker, für verspannte Eindecker, und für stoffbespannte Gitter-Rumpfkonstruktionen verhältnismäßig gute Ergebnisse geliefert. Es mußte indessen versagen für die Berechnung freitragender Eindecker und beplankter Rümpfe. Die hierdurch auftretenden neuen Aufgaben der Flugzeugstatik, namentlich die Festigkeitslehre des biegungs- und torsionssteifen Flügels, der Einfluß der Beplankung der sogenannten tragenden Haut, können nur durch Heranziehung der Methoden der Elastizitätslehre einer befriedigenden Lösung zugeführt werden. Die Hauptschwierigkeit besteht darin, daß die üblichen Ansätze der technischen Festigkeitslehre auf die in der Flugtechnik benutzten Konstruktionsgebilde nicht unmittelbar angewendet werden können, weil diese zumeist aus sehr dünnen und in sich wenig steifen Bestandteilen zusammengebaut werden. Die Aufgaben sind indessen zu kompliziert, um allein durch die theoretischen Ansätze, wofür z. B. Thalau, Reißner und Biezeno wertvolle Beiträge geliefert haben, beherrscht werden zu können. Der Vortragende berichtet über das Versuchsprogramm und über die zur Durchführung desselben, mit Unterstützung des Reichsverkehrsministeriums und der Notgemeinschaft der Deutschen Wissenschaft im Aerodynamischen Institut der Technischen Hochschule Aachen, geschaffenen Einrichtungen. Die Versuche bezwecken einerseits durch systematische Grundversuche, anderseits durch Untersuchung von Flügeln und Rümpfen in wahrer Größe, der praktischen Berechnung brauchbare Grundlagen zu liefern. Es sei bemerkt, daß eine große Reihe der behandelten Aufgaben nicht nur für die Flugtechnik, sondern im allgemeinen für Fahrzeugbau, Schiffbau usw. von Bedeutung ist..

Alsdann folgte Herr Dipl.-Ing. R. Seifert mit dem Vortrag über »Die gegenseitige Beeinflussung von Tragflügel und Propeller«.

Herr Dipl.-Ing. Scheubel folgte mit dem Vortrage über »Leitwerkflattern und die Mittel zu seiner Verhütung«.

In den letzten Jahren haben sich des öfteren an Flugzeugen Schwingungserscheinungen im Höhen- und Seitenleitwerk gezeigt, für die eine befriedigende Erklärung fehlte. Ähnliche Schwingungen an Tragflächen, die von anderer Seite behandelt wurden, gaben Veranlassung, Schwingungsmöglichkeiten des Leitwerks, besonders des Höhenleitwerks, nachzurechnen. Dabei zeigten sich zwei wesentlich verschiedene Schwingungsformen, deren eine, die in einer Drehungsschwingung des ganzen Flugzeuges mit einem Pendeln des Höhenruders besteht, meist harmlos ist, während die andere, die in einer Biegungs- und Torsionsschwingung des Rumpfes und der Dämpfungsfläche verbunden mit Auf- und Abpendeln des Ruders, bzw. der Ruderhälften, das „Leitwerkflattern", verschiedentlich zu Unglücken geführt hat. Für dieses Leitwerkflattern werden an einem Beispiel die charakteristischen Merkmale und die Stabilitätsbedingungen abgeleitet und dabei der Begriff einer »kritischen Geschwindigkeit«, d. h. der Geschwindigkeit, bei der Flatter eintreten kann, eingeführt. Des weiteren werden für dasselbe Beispiel die erzwungenen Schwingungen der Dämpfungsfläche und des Ruders für verschiedene Störungsfrequenzen und verschiedene Geschwindigkeiten behandelt.

Zum Schlusse werden einige konstruktive Mittel angegeben, die zur Verhütung des Leitwerksflattern dienen können. Das Radikalmittel ist die Anbringung von Gegengewichten an den Ruderhälften. Andere Mittel, die fast immer ausreichen werden, sind hohe Torsions- und Biegungssteifigkeit des Rumpfes und Vermeidung des Ausgleichs der Ruderluftkräfte.

Es sprach dann Herr Dr. Ing. Raethjen über »Forschungsergebnisse der Rhön-Rossitten-Gesellschaft 1925«.

Der Vortrag behandelt, nach einer allgemein gehaltenen Einleitung über die Zusammenhänge der beschleunigten Luftströmungen und der beschleunigten Flugzeugbewegungen, die Ergebnisse der meteorologischen Arbeiten, die vom Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft im Jahre 1925 angestellt wurden.

Diese Ergebnisse zerfallen in einen theoretischen und einen experimentellen Teil. Der theoretische Teil besteht im wesentlichen in der Ableitung einer Nährungsdifferentialgleichung für zweidimensionale atmosphärische Hindernisstromfelder. Diese Differentialgleichung, welche unter Vernachlässigung der Reibung aus dem Wirbelbeschleunigungsgesetz von Bjerknes folgt, soll die Wirbel erfassen, welche unter dem Einfluß eines Hindernisses in einer Atmosphäre mit stabilen vertikalen Temperaturgradienten entsteht. Der experimentelle Teil ist eine kinematographische Aufnahme atmosphärischer Stromlinien im Luv der Düne von Rossitten (Kurische Nehrung). Als Resultat zeigt sich, daß das vermessene Stromfeld der Differentialgleichung nicht genügt, daß man also einen erheblichen Einfluß der Reibung annehmen muß.

Der Vortrag schließt mit einem Hinweis auf kinematographische Vermessungen, welche demnächst auf der Wasserkuppe durchgeführt werden sollen.

Als letzte Redner sprachen Dr.-Ing. Weidinger und Dipl.-Ing. Schrenk über »Profilwiderstandsmessungen am fliegenden Flugzeug«, und zwar Weidinger über »Einrichtungen und die ersten Versuche« und Schrenk über »Weitere Versuchsergebnisse«.

Die Arbeit von Betz in ZFM 1925, Heft 3, zeigt einen neuen Weg zur Messung des Profilwiderstandes. An Stelle von Kräften werden Drucke vor und hinter dem Flügel gemessen und aus diesen Druckdifferenzen der Energieverlust der Strömung und damit der Widerstand des betreffenden Profiles ermittelt. Dieses Verfahren macht die Messungen also unabhängig von der Größe des Modells, ja es wird immer genauer und leichter auszuführen sein, je größer die Abmessungen des zu messenden Profils sind. Dies begünstigt die Anwendung des Verfahrens am fliegenden Flugzeug.

Auf Anregung von Herrn Prof. Prandtl entwarf Dipl.-Ing. Weidinger im Herbst 1925 bei der DVL. eine zur Vornahme dieser Messungen geeignete Versuchseinrichtung



und führte einige Messungen am Junkersflugzeug Muster A 20 durch.

Dipl.-Ing. Schrenk führte diese Versuche weiter. Die Einrichtung wurde vervollkommnet, das Auswerteverfahren vereinfacht und einige wichtige Ergebnisse an Wellblechflügeln, glatten und rauhen Sperrholzflügeln erzielt.

Das Verfahren eröffnet, z. B. die Möglichkeit der einwandfreien Beantwortung der Frage, wie dick und wie geformt das Profil an der Wurzel eines freitragenden Flügels sein darf, um noch ein wirtschaftliches Flugzeug zu ergeben. Eine Frage, welche bei dem mäßigen Kennwerte der Windkanalversuche bisher nicht zuverlässig beantwortet werden konnte.

Dies ist nur eine wichtige Anwendungsmöglichkeit des Verfahrens.

Am Abend desselben und des nächstfolgenden Tages fanden über den Ober-Casseler-Rheinwiesen in Verbindung mit der Gesolei große Kunst- und Schauflüge statt. Am Start waren die bekannten Flugzeugführer Weichel, Raab, v. Hippel, Katzenstein, Oppenhorst und Papius. Es wurden Luftkämpfe, Ballonrammen, Loopings, Rollings, Trudeln, Segeln, Rückenflüge, Ballonabschüsse und Fallschirmabsprünge vorgeführt. Der Ring der Flieger e. V. Ortsgruppe Düsseldorf hatte am 18. 6. 26 abends die Mitglieder der WGL zu einem geselligen Abend eingeladen.

Berichtigung.

In dem Aufsatz »Gekoppelte Torsions- und Biegungsschwingungen von Tragflügeln«, ZFM 1925, Heft 23, ist uns ein Versehen durch Vorzeichenvertauschung unterlaufen:

Kopflastige Torsions- und aufwärtsbiegende Biegungsmomente werden positiv gerechnet. Infolgedessen sind die Momente (8), (11), (12) und (13) mit umgekehrtem Zeichen in die Bewegungsgleichungen einzuführen.

Diese Vorzeichenänderung wirkt sich — wie sofort zu übersehen ist — in den Koeffizienten der Stabilitätsbedingung $A_1, \ldots, A_4$ (S. 482) so aus, daß alle Glieder anderes Vorzeichen bekommen, die s oder $\frac{\partial c_a}{\partial \alpha}$ in 1. Potenz, aber nicht beide gleichzeitig enthalten.

Im übrigen bleiben sämtliche Schlußfolgerungen bestehen.

S. 484, Zeile 5 bis 8 ist jetzt so zu fassen:

....., denn die Bedingung dafür:

$$\left[c_4 + \frac{\partial c_a}{\partial \alpha}\,\frac{\varrho}{2}\,v\,t\,\frac{b^3}{3}\right] > 0$$

ist stets erfüllt, auch wenn .....

Druckfehler:

S. 481, vorletzte Gleichung: ΔM_L ist zu streichen.
S. 481, letzte Gleichung: lies $-M_B$ statt M_B.

15. April 1926. H. Blenk. F. Liebers.

Buchbesprechungen.

Sammlung von Beiträgen zur Auswertung der Erfahrungen des 2. allrussischen Segelflugwettbewerbes. Mit Beiträgen von E. J. Maioranow, G. F. Proskura, W. P. Wetjinkin, W. S. Pischnof und M. Tichonrawof. Verlag des Aviachim der U. d. S. S. R. Moskau 1925. 52 S. mit zahlreichen Zahlentafeln und Abbildungen.

Der erste Beitrag ist von Maioranow »Normungsgrundlagen der Abnahme von Segelflugzeugen und Segelflugzeugbaustoffen«. Übungs- und Schulflugzeuge dürfen nur bei bestimmten Windhöchstgeschwindigkeiten und Böigkeiten, welche (außer multiplikativen Konstanten für jede Gruppe) der Wurzel der Flächenbelastung verhältig sind, fliegen (siehe auch Luru 60327). Sämtliche Flugzeuge werden auch auf den D-Fall berechnet. Es folgen Bau- und Bauüberwachungsbestimmungen. Der letzte Abschnitt enthält Baustoffabnahmebestimmungen für Holz, Sperrholz, Stahlblech, nahtlose Stahlrohre, Drahtseile und Drähte (wo bleiben Bespannungsstoffe? D. Ber.).

»Festigkeit der Segel- und Leichtflugzeuge« heißt der Beitrag von Proskura. Er besteht lediglich aus der Übersetzung eines Teiles der Ausführungen von L. Prandtl auf der WGL-Tagung Berlin 1923 (Beiheft 11 der ZFM, S. 38/39), einiger ausländischen und russischen Zeitschriften entnommenen Zahlentafeln der Gewichte und Flügelflächen deutscher und russischer Segel- und englischer Leichtflugzeuge und einer getreuen Wiedergabe der Untersuchung von L. Breguet über Windwirkung und Festigkeit (siehe »Notes sur la détermination de l'indice statique des avions de transport déduit de l'action dynamique d'une houle aérienne«, von Louis Breguet. International Air Congress London, 1923, Report, S. 638/646). Es folgt eine sinngemäße Übertragung auf den Fall eines Segelflugzeuges (Beispiel Hannover H 6). Auf einige Unstimmigkeiten der Rechnungen von L. Breguet und des russischen Bearbeiters kann hier nicht eingegangen werden. Letztere werden dafür in der darauffolgenden kurzen Notiz von Wetjinkin, »Bemerkungen zur Segelflugzeugfestigkeitsberechnung« in extenso erörtert.

Der Beitrag von Wetjinkin, »Belastungsberechnung von Flugzeugholmen« ist eigentlich eine Wiedergabe und Ausarbeitung einer Abhandlung von B. N. Jurief, die sich ihrerseits mit unwesentlichen Abänderungen auf den Rechnungsvorgang von H. Reissner (1913/14) stützt. Verfasser schlägt dem Normenausschuß des Z. A. G. I. folgende Belastungsvielfache vor: für kunstflugtaugliche Militärflugzeuge 5—6 (was viel zu niedrig ist. D. Ber.) und für nichtkunstflugtaugliche Zivilflugzeuge 4.

Der bei weitem wertvollste Beitrag ist die von Pischnof durchgeführte Untersuchung »Böenbeanspruchungen«. Verfasser untersucht theoretisch die von Böen verschiedener Kraft und Richtung hervorgerufenen Beanspruchungen der Zelle (Hochdecker). Die Rechnung wird in extenso für 6 Fälle durchgeführt: 1. Frontale Bö (Gegenbö), 2. frontale Steigbö, 3. Seitenbö trifft Druckseite des Flügels, 4. seitliche Steigbö trifft Druckseite des Flügels, 5. Seitenbö trifft Saugseite des Flügels und 6. seitliche Fallbö trifft Saugseite des Flügels. Es folgt eine numerische Durchrechnung für ein modernes Segelflugzeug — die Ergebnisse werden in einer Zahlentafel und 4 Bildern angegeben. Die rechnerische Höchstbeanspruchung beläuft sich auf rd. 6. Auf diese interessante Abhandlung sei besonders verwiesen.

Eine kurze Notiz von Tichonrawof »Gruppeneinteilung der Segelflugzeuge und Bestimmung ihrer Flugverhältnisse« bringt wenig Neues. An Hand von deutschen und französischen Quellen entnommenen Schaubildern und einer eigenen Messung in der Krim 1924 erfolgt eine kurze Erörterung des Windaufbaues. Sy.

Nachruf.

Der Assistent,

Dipl.-Ing. WILHELM DEGEN,

ist am 5. Juni 1926 nach schwerer Krankheit, die er sich im Dienste der DVL zugezogen hat, im Alter von 26 Jahren sanft entschlafen.

Die DVL verliert an dem Verstorbenen einen sehr fähigen Ingenieur, der am Beginn einer erfolgreichen Berufslaufbahn stand.

Als Mensch und Kamerad hat er allen DVL-Angehörigen nahe gestanden. Die DVL wird den Verstorbenen stets in Erinnerung behalten.

Der Aufsichts-Ausschuß:
Mühlig-Hofmann

Der Vorstand der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt:
Hoff v. Dewitz Madelung

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [13] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeugbau. Die statische Längsstabilität hängt einerseits von Flugzeuggewicht, Schwerpunkt-Druckpunkt-Abstand, Schraubenschub und seinem Abstand vom Widerstandsmittelpunkt, anderseits von Fläche und Schnitt des Höhenleitwerkes, seiner Einstellung gegen den Abwind sowie dessen Geschwindigkeit ab.

Ist für hohe Geschwindigkeit das Leitwerk unbelastet, so erfordert Vermeiden des Sackfluges großes Leitwerk. Ausgleich für kleine Geschwindigkeit gibt umgekehrt Kopflastigkeit bei hoher Geschwindigkeit. Hier ist ein Mittelweg zu suchen. Verändern der Leitwerkeinstellung ohne rechnerische Nachprüfung ist gefährlich.
— *W. Laurence Le Page*, Note on the Longitudinal Stability of Aeroplanes with Special Reference to Tail Plane Design; The Journal of the Royal Aeronautical Society **29**, Nr. 179 vom November 1925, S. 586 bis 589 (3½ S., 4 Skizz.). *E.* 61301.

Flugzeuge. Fairey-Fawn-Erkundungs- oder Tagesbomben-DD, von der Fairey Aviation Co., Ltd., für die R.A.F. gebaut. Flugzeug ist besonders zur Verwendung in ungünstigem Fluggelände gedacht, daher das sehr kräftige Fahrgestell und die Flügelklappen.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Oberseite stark gewölbt. Vorderteil in Holzbauweise, Mittelteil, an dem Fahrgestell und Tragdecks angreifen, im Metallbau, Hinterende wieder aus Holz. Führersitz unter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante mit üblicher Knüppelsteuerung; an der Steuerbordwand die Handräder zur Bedienung der verstellbaren Höhen- und Kielflosse und der Flügelklappen s. unten. Dicht hinter dem Führersitz Schützenstand mit Scarff-Drehkranz und einem Lewis-MG, dahinter Beobachtersitz, der bei Nichtverwendung geschlossen werden kann.

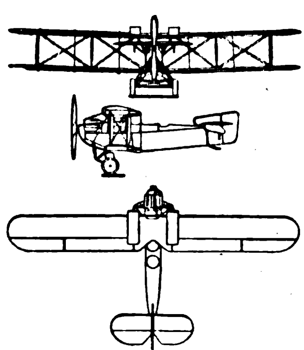


Abb. zu 61302. Fairey-Fawn.

Triebwerk im Vorderteil, gut stromlinig verkleidet; auf der rund hochgezogenen Stirnseite unter dem Motor liegender, abdeckbarer Wasserkühler; zwei Falltanks liegen auf Oberdeckmittelteil.

Tragdecks gleicher Abmessung und V-Stellung, keine Pfeilstellung und Staffelung. Oberdeck dreiteilig, Mittelteil wagerecht verlaufend, mit Rumpfoberkanten durch kurze Streben verbunden; Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten angesetzt. Beiderseits zwei Stielpaare, gewöhnliche Drahtverspannung. Flügelaufbau oben und unten der gleiche, aus zwei Spruce-I-Holmen, Holzrippen und Stoffbespannung. Unausgeglichene Querruder an allen Flügeln, daran anschließend bis zum Mittelteil reichende Flügelklappen, deren Steuerung mit denen der Querruder verbunden ist; Querruder und Klappen reichen bis zum Hinterholm.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges unentlastetes Höhenruder, verstellbare Kielflosse, entlastete Seitenruder; an einigen Flugzeugen sind noch seitlich vom Rumpf unter der Höhenflosse kleine Neben-Kielflossen angeordnet.

Fahrgestell: durchlaufende Achse, die gegen Rumpfunterkante durch Ölstoßdämpferstrebe abgefedert ist; gehalten wird sie von schräg vor ihr liegendem Träger aus einer Hilfsachse, die durch seitliche V-Streben mit Rumpf verbunden.

Spannweite	15,25	m
Länge	8,25	m
Höhe	3,50	m
Flügeltiefe	1,80	m
Flügelabstand	1,50	m
V-Stellung	1,3	°
Flügelfläche	51	m²
Motor: Napier »Lion«	450	PS
Leergewicht	1,45	t
Zuladung	1,07	t
also Fluggewicht	2,52	t
Flächenbelastung	49,3	km/m²
Leistungsbelastung	5,6	kg/PS
Flächenleistung	8,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	183	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 3 km	182	km/h
» » 4,6 km	158	km/h
Mindestgeschwindigkeit	77	km/h
steigt auf 3 km in	16,5	min
» » 4,6 km in	41,0	min
Gipfelhöhe	4,6	km
Flugweite	764	km

— *J. Serryer*, L'avion Fairey »Fawn«; Les Ailes **18**, Nr. 250 vom 1. April 1926 (2½ Sp., 3 Risse, 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61302.

Flugzeuge. Cant-Militär- und Verkehrs-DD-Flugboote, Muster 6, 6ter, 7bis, 10, 10ter, 12, 13, 15, 18, der Cantiere Navali Triestino; die Verkehrs-Flugboote werden von der S. I. S. A. (Società Italiana Servizi Aerei) auf der Strecke Turin—Triest verwendet.

Rumpf mit einer Stufe, V-Spanten, scharfem Löffelbug; Holzbauweise. Die Militärflugzeuge haben im Bug Beobachtersitz mit M. G., die Verkehrsflugzeuge einen Fluggastraum mit großen Seitenfenstern; der doppelsitzige Führerstand liegt vor dieser Kabine auf der Oberseite.

Triebwerk: Die Muster 7bis, 10, 10ter, 12, 13, 15 und 18 sind einmotorig mit Druckschraube; Muster 6 und 6ter dreimotorig mit Zugschrauben; die Motoren stehen auf besonderen Trägern über Rumpfmitte und seitlich zwischen den Tragdecks.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig; Mittelteil durch Motorverstrebungen getragen; Unterflügel in leichter V-Stellung an Rumpfoberkanten angesetzt; keine Staffelung. Holzbauweise mit Stoffbespannung. Querruder teils an allen, teils nur an den Oberflügeln. Seitliches Stielpaar, Drahtverspannung; unter den Stielen kleine Seitenschwimmer.

Leitwerk: Große Kielflosse, an deren Oberdrittel Höhenflosse seitlich ansetzt, durch Streben mit Rumpfoberseite verbunden. Ausgeglichenes Höhen- und Seitenruder. Stahlrohrbau mit Stoffbespannung.

Zahlentafel zu 61303.

Cant Verwendung	6 Erkundung	6ter Verkehr	7 bis Schule	10 Bomben	10ter Verkehr	12 Erkundung	13	18 Schule	Maß
Flügelfläche	139	139	38	58	58	42	59	27,5	m^2
Motor	Lorraine-Dietrich D. 12	Lorraine-Dietrich D. 12	I. F. v 6	Fiat A. 12 bis	Lorraine-Dietrich D. 12	I. F. v 6	Lorraine-Dietrich D. 12	I. F. v 6	—
Leistung	3×400	3×400	250	300	400	250	400	250	PS
Leergewicht	4,50	4,50	1,00	1,50	1,60	0,95	1,80	0,90	t
Zuladung	2,50	2,50	0,50	0,80	0,90	0,50	0,80	0,30	t
daher Fluggewicht	7,00	7,00	1,50	2,30	2,50	1,45	2,60	1,20	t
Flächenbelastung	50,5	50,5	39,5	39,8	52,1	34,5	44,1	43,7	kg/m^2
Leistungsbelastung	5,8	5,8	6,0	7,7	6,3	5,8	6,5	4,8	kg/PS
Flächenleistung	8,6	8,6	6,6	5,2	6,9	5,9	6,8	9,1	PS/m^2
Höchstgeschwindigkeit	192	192	180	175	180	195	195	210	km/h

— Gli apparecchi del Cantiere Navale Triestino; Ergänzungsheft zu L'Aviazione Nr. 9. Società Italiana Servizi Aerei— Trieste (Cosulich), S. 5 bis 8 (8 Sp., 26 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61303.

Flugzeuge. Besson-Klein-Wasser-TD, Muster 35, siehe Abb., besonders zur Verwendung als Erkundungsflugzeug leichter Seestreitkräfte, entsprechend den in Amerika benutzten Caspar-Heinkel-Einsitzern gebaut. Der HD soll an Bord von kleinen Kreuzern mitgeführt werden, neben der Erkundung auch das Feuer leiten können, deswegen ist er entweder mit Lichtbild- oder mit FT-Gerät ausgerüstet.

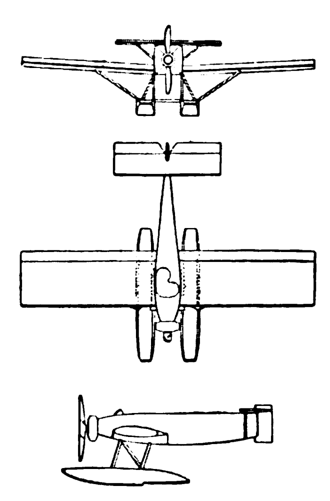


Abb. zu 61304. Besson-Klein-Wasser-TD, 35.

Der Start mit Katapult ist vorgesehen, ebenso die nötigen Beschläge für Anbordheißen. Das Flugzeug kann leicht auseinandergenommen und in einer besonderen Kiste oder einem Verpackungsrohr verstaut werden; auf ein Radgestell gesetzt, ist die Kiste leicht beweglich und sichert dem Flugzeug gute Verwendbarkeit in den Kolonien.

Rumpf rechteckig, sehr hoch, hinten senkrechte Schneide, Führersitz in Rumpfmitte, dahinter an Steuerbord Beobachtersitz, an dessen Stelle Zusatztank angebracht werden kann. Im Boden des Führersitzes abdeckbare Öffnung, über der sich Lichtbildgerät einbauen läßt. Holzbau mit Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil mit leicht abnehmbarer Metallbekleidung; Brennstofftank hinter Führersitz im Rumpf; Saintin-Anlasser.

Tragdeck: halbfreitragende, beiderseits der Rumpfunterkanten angesetzte Flügel rechteckigen Umrisses mit gleichbleibendem Flügelschnitt; Holzbau mit Stoffbespannung; lange, schmale, unausgeglichene Querruder über ganze Flügeltiefe.

Leitwerk: Auf Rumpfoberseite aufliegende, einstellbare Höhenflosse; unausgeglichenes zweiteiliges Höhenruder. Seitenruder mit einstellbarem Hilfsruder, drehbar um den Hintersteven gelagert.

Schwimmgestell aus zwei einstufigen, rechteckigen Schwimmern, die jeder durch N-Stiel und zwei Streben mit den Rumpf-Flügelholm-Knotenpunkten, durch zwei schräg nach außen geneigte Stiele mit den Mitten der Flügelholme verbunden sind.

Spannweite	9,8	m
Länge	7,0	m
Höhe	2,5	m
Flügeltiefe	1,85	m
Flügelfläche	16,5	m^2
Motor: Salmson A. C. 9	120	PS
Leergewicht	0,540	t
Zuladung	0,225	t
also Fluggewicht	0,765	t
Flächenbelastung	45,5	kg/m^2
Leistungsbelastung	6,4	kg/PS
Flächenleistung	7,3	PS/m^2
Höchstgeschwindigkeit	163	km/h
Drehzahl	1850	U/min
Betriebsgeschwindigkeit	90 (?)	km/h
Drehzahl	1200	U/min
steigt auf 2 km in	13	min
Gipfelhöhe	4,8	km
Startzeit	12	s
Flugweite als Zweisitzer	300	km
» » Einsitzer	800	km
Abrüstzeit einschließlich Verpacken	6,3	min
Aufrüstzeit	6,3	min

Verpackungskiste:

Länge	6,5 m
Breite	1,5 m
Höhe	2,0 m

Verpackungsrohr:

Länge	7,0 m
Durchmesser	2,0 m

— *J. Serryer*, L'hydravion Besson, Type 35; Les Ailes 16, Nr. 253 vom 22. April 1926, S. 2 und 3 (3 Sp., 3 Risse, 3 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61304.

Flugzeuge. Messerschmitt-Sport- und Übungs-HD, Muster M 17, s. Abb., vom Messerschmitt-Flugzeugbau, Bamberg, gebaut.

Rumpf trapezförmig, hinten Spitze. Zwei hintereinanderliegende Sitze mit ausschaltbarer Doppelsteuerung, Führer hinten, Gast im Schwerpunkt. Sperrholzbau.

Triebwerk auf einem Duralumin-Kastenspant mit vier Bolzen befestigt; Haube aus Duralumin, Öltank über dem Motor, Fallbenzintank hinter Brandschott im Rumpf.

Tragdeck durchlaufend, freitragend, mit vier Bolzen am Rumpfaufbau zwischen Gast- und Führersitz befestigt, nach den Enden in Tiefe und Dicke abnehmend. Ein Kastenholm, ein I-Holm, durch Dreieckverbände miteinander ver-



bunden; Sperrholzbekleidung bis zum Kastenholm, sonst Stoffbespannung. Große, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse; unausgeglichenes, großes Höhenruder; schmale hohe Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell: Achse und Federung in einem Kasten innerhalb des Rumpfes; nur Achsen mit den Rädern treten aus dem Rumpf hervor. Das Fahrgestell kann nach Lösen von vier Bolzen ausgebaut werden. Eschen-Sporn mit Wickel-Federung.

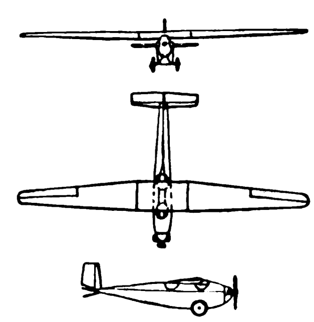


Abb. zu 61305. Messerschmitt-Sport-HD.

Spannweite	11,6	m
Länge	5,85	m
Höhe	1,53	m
Flügelfläche	10,4	m^2
Motor: Bristol-»Cherub«	26	PS
Leergewicht	0,18	t
Zuladung	0,19	t
also Fluggewicht	0,37	t
Flächenbelastung	35,5	kg/m^2
Leistungsbelastung	14,2	kg/PS
Flächenleistung	2,5	PS/m^2
Höchstgeschwindigkeit	140	km/h
Landegeschwindigkeit	68	km/h
Steiggeschwindigkeit am Boden	1,4	m/s
Brennstoffvorrat für 5 h	35	l

— Sonderbericht nach Angaben des Erbauers. *H.* 61305.

Mechanik. Ein selbstanzufertigendes Gnosspelius-Pendel für Widerstandsuntersuchungen an Modellen hat 2,5 m langen, hölzernen Pendelarm, Querschnitt 20 × 15 mm. Aufhängung an einfachem Holzlattengerüst. Mindestabstand der Pendelspitze vom Boden 0,5 m. Als Pendelgewicht dient ein mit Feinschrott bis zu 0,2 kg belasteter, verschiebbarer, windschnittiger Kasten aus Sperrholz. Als Vergleichsfläche dienen zwei, zwecks Flächenvergrößerung auseinanderschiebbare Aluminiumblechplatten, deren Größe durch Versuch bestimmt wird. Auswertung der Meßergebnisse durch Rechentafeln. Pendel leistet gute Dienste bei Vergleichsmessungen und Modellrümpfen; Flügeluntersuchungen wegen kleinerer Widerstände weniger zuverlässig (wie beim Rundlauf, da Einfluß der mitgeschleppten Luft rechnerisch schwer zu erfassen. D. Ber.).

— *Turkestanof*, Das aerodynamische Pendel; Samolet (das Flugzeug) **3**, Nr. 3 (29) vom März 1926, S. 30 bis 31 (4 Sp., 10 Zeichnungen des Gerätes). *Sy.*, *H.* 61306.

Motorenbau. Flugmotorenbau in den V. St. Amerika (vgl. 60518) nur bei der verhältnismäßig geringen Zahl von drei Firmen: Curtiss Aeroplane and Motor Co. in Buffalo, Packard Motor Car Co. in Detroit und Wright Aeronautical Corporation in Paterson. Zahlentafel 1 zeigt die Hauptzahlen der wassergekühlten, Zahlentafel 2 die der luftgekühlten Motoren.

Der Curtiss D-12 weist das günstigste Verhältnis Leistung/Zylinderinhalt auf; es wird erreicht durch eine erhöhte Kolbengeschwindigkeit, im ganzen also durch Erhöhung der Drehzahl. Bei der Drehzahlerhöhung treten infolge der höheren Beanspruchungen und der sich daraus ergebenden Ermüdungserscheinungen zwei schwierige Fragen auf: die Festigkeit der Lager und die der Steuerungsteile.

Zahlentafel 1 zu 61307. Wassergekühlte Motoren.

Motor	Bezeichnung	Nennleistung	bei Drehzahl	Zylinder- Bohrung	Hub	Gesamthubraum	Verdichtungsverhältnis	Mittlerer Kolbendruck	Mittlere Kolbengeschwind.	Hubraumleistung[2])	Trockengewicht	Einheitsgewicht	Hubraumgewicht[3])	Abmessungen Höhe	Länge	Breit
—	—	PS	U/min	mm	mm	l	—	kg/cm^2	m/s	PS/l	kg	kg/PS	kg/l	mm	mm	mm
Curtiss	D-12	430	2250	114,4	152,5	18,8	6,2—5,3	9,15	11,5	22,9	315	0,730	16,8	919	1440	717
Curtiss	V-1400	[500][1])	2100	124	160	23,0	6,2—5,6	[9,3]	11,2	[21,7]	[300]	[0,600]	[13,0]	889	1488	635
Packard	1 A-1500	[510]	2100	136	140	24,8	5,5	[8,8]	9,75	[20,6]	[335]	[0,655]	[13,5]	910	1565	683
Packard	1 A-2500	[800]	2000	162	165	41,3	5,7	[8,7]	11,0	[19,4]	[515]	[0,645]	[12,5]	1060	1883	786
Wright	T-3 A (Tornado)	600	2000	146	159	32,0	6,5—5,4	8,4	10,5	18,8	530	0,885	16,6	1075	1670	783
Liberty	Standard	420	1700	127	178	27,0	5,4	—	—	15,5	400	0,950	14,8	1010	1780	684

Zahlentafel 2 zu 61307. Luftgekühlte Motoren.

Motor	Bezeichnung	Nennleistung	bei Drehzahl	Zylinder- Bohrung	Hub	Gesamthubraum	Verdichtungsverhältnis	Hubraumleistung[2]	Trockengewicht	Einheitsgewicht[3]	Hubraumgewicht	Abmessungen Durchmesser	Länge
—	—	PS	U/min	mm	mm	l	—	PS/l	kg	kg/PS	kg/l	mm	mm
Curtiss	R-1454	[400]	1700	142,9	165	23,8	5,4	[16,8]	[360]	[0,902]	[15,1]	1335	1105
Wright	J-4 A (Whirlwind)	200	1800	114	140	12,9	5,0	15,5	215	1,075	16,7	1140	1070
Wright	R-1200 (Simoon)	300	1800	139,6	139,6	19,3	5,0	15,5	290	0,978	15,0	—	—
Wright	P-2 (Cyclone)	[425]	1700	152	165	27,0	5,0	[15,7]	[375]	[0,884]	[13,9]	1200	1045
Liberty	Air-cooled	[420]	1800	117,5	178	23,1	—	[18,2]	[430]	[1,023]	[18,6]	—	—

[1]) Die in Klammern gesetzten Zahlen können nicht als endgültig gelten, da diese Motoren erst kurze Zeit im Betrieb sind und bis jetzt erst einzeln gebaut worden sind. [2]) »Hubraumleistung« ist das Verhältnis von Leistung/Zylinderinhalt. [3]) »Hubraumgewicht« ist das Verhältnis Gewicht/Zylinderinhalt.

Zahlentafel 3 zu 61307.

Motor	Hubraum jedes Zylinders	Zapfen Außen-durchmesser	Zapfen Innen-durchmesser	Polares Widerstands-moment	$\frac{2 \cdot J_0}{d \cdot V}$	Gesamtlänge	$\frac{2 \cdot 10^5 \cdot J_0}{d \cdot V \cdot L}$
—	V, l	d, mm	di, mm	$\frac{2 J_0}{d}$, mm³	—	L, mm	mm⁻¹
Liberty	2,254	66,6	34,9	53 760	0,0238	1 467	1,63
Packard 1500	2,045	76,1	57,1	59 330	0,0290	1 352	2,15
Curtiss D-12	1,564	76,1	57,1	59 330	0,0380	1 267	3,00
Curtiss V-1400	1,913	76,1	57,1	59 330	0,0311	1 304	2,38
Wright (Tornado)	2,660	82,5	42,3	102 400	0,0385	1 514	2,54
Packard 2500	3,401	88,8	62,6	103 600	0,0305	1 076	1,82

Zahlentafel 4 zu 61307. Lager (nach Lawrance).

Motor	Drehzahl	Kurbelzapfen			Hauptlager			Zwischenlager		
		Höchst-druck	Mittlerer Druck p	p. V	Höchst-druck	Mittlerer Druck p	p. V	Höchst-druck	Mittlerer Druck p	p. V
—	U/min	at	at	at m/s	at	at	at m/s	at	at	at m/s
Liberty	1700	72,7	52,7	283	111,0	95,9	485	80,8	50,6	300
Curtiss D-12	2400	86,4	66,6	531	83,7	65,7	629	74,0	45,7	439
Packard 1 A-1500	2100	85,6	56,7	397	118,8	89,5	749	118,3	69,0	578
Wright-Tornado	2000	119,7	63,2	505	54,8	38,8	336	117,6	60,5	523

Bei den Lagern hat sich gezeigt, daß die auftretenden Störungen nicht, wie man glaubte, von dem benutzten Lagermetall oder dem erhöhten Flächendruck abhängt, sondern von Formänderungen in Lager, hervorgerufen durch die auftretenden Kräfte. Man ist daher dazu übergegangen, die alten Bronze-Deckel am Liberty-Motor durch stählerne zu ersetzen und die Lagerträger im Gehäuse kräftig zu versteifen. Beim Packard läßt man zur Verstärkung des Gehäuses die Zylinderfüße in das Gehäuse hineinreichen; der Befestigungsflansch liegt dabei in einem gewissen Abstand oberhalb der Zylinderunterkante, dadurch wird eine größere Trägerhöhe erreicht. Die oberen Stahl-Lagerdeckel sind mit Stiften am Gehäuseoberteil befestigt; die Unterschalen werden von Duralumin-Gußstücken gehalten, die wieder mit den Rippen verbunden sind. Die Gehäuse aller Motoren sind stark verrippt, zwei Rippen für jedes Lager. Zapfen mit großen Durchmessern. In Zahlentafel 3, zusammengestellt von C. L. Lawrance, sind Vergleichszahlen einiger Wellen angegeben.

Das Verhältnis polares Widerstandsmoment/Hubraum ist beim alten Liberty am höchsten, die Welle also verhältnismäßig am stärksten, beim Curtiss D-12 und beim Wright-Tornado am geringsten; diese Motoren sind später als der Liberty gebaut worden, doch scheint die Welle zu schwach zu sein, da bei den noch später gebauten Motoren wie Curtiss V-1400 und Packard dieser Vergleichswert wieder zunimmt.

Das Produkt der mittleren Flächenbelastung mal der Gleitgeschwindigkeit des Lagerzapfens, die gleiche Zahl wie der »Abnutzungsfaktor«, mit dem bei der französischen Marine gerechnet wird, wurde vergrößert, vgl. Zahlentafel 4; über seinen Wert ist viel gestritten worden, andere Berechnungsarten sind vorgeschlagen worden, und es ist zweifelhaft, ob die Werte mit Versuchsergebnissen übereinstimmen, da die Abnutzung sicher sehr von der Formänderung des Lagers abhängig ist. Als Lagermetall diente eine Legierung: 91 vH Zinn, 4,5 vH Antimon, 4,5 vH Kupfer. Öldruck etwa 7 bis 11 kg/cm²; Ölverbrauch nicht über 0,015 kg/PSh.

Steuerung: große oder Doppelventile. Beim Packard sind als Ventilfedern dünne Draht-Schraubenfedern angeordnet, die rings um den Ventilschaft gelagert sind, und zwar 6 Federn beim 1 A-1500 und 10 beim 1 A-2500. Nach L.-M. Woolson, einem Ingenieur bei Packard, hat man wiederholt Federbrüche bei einer bestimmten Drehzahl beobachtet; diese ist von der Zylinderzahl abhängig, und zwar liegt sie beim 6zylindrigen Motor bei 4000 U/min, beim 12zylindrigen bei 2000 U/min und beim 18zylindrigen bei 1600 U/min; die Erscheinung wird durch Resonanz der Federeigenschwingungen und der Zündfolge erklärt. Bei dem französischen Dauerwettbewerb haben sich an einem Motor die gleichen Erscheinungen gezeigt, was die Ansicht von Woolson erhärtet.

Die luftgekühlten Motoren zeigen alle den von der Versuchsabteilung in McCook Field unter Leitung von E. T. Jones und S. D. Heron ausgebildeten Zylinder mit einem gerippten Mantel und Zylinderkopf in einem Stück aus einer Aluminiumlegierung »Y« und einer Stahl-Laufbuchse mit dem Zylinderfuß. Der Mantel ist warm aufgeschraubt. Eine andere Bauart hat kürzeres Mantel- und Kopfstück; der nicht überzogene Laufbuchsenteil ist dann unmittelbar mit Kühlrippen versehen. Diese Bauart wird bei stark geneigten Ventilen und Motoren mit größerem Hub angewendet, sie ist außerdem leichter. In der Zahlentafel 5 und 6 sind einige Zahlen zusammengestellt, die von C. Fayette, einem leitenden Ingenieur der Wright Gesellschaft, angegeben sind.

Zahlentafel 5 zu 61307. Kühlrippen-Abmessungen.

	Leichtmetall oder Grauguß	Stahl	Maß
Länge	25	25	mm
Wurzelstärke	3	1,5	mm
Endstärke	1,5	0,7	mm
Rippenabstand	9,5	6,5	mm

Zahlentafel 6 zu 61307. Mittlere Hubraumleistung bei luftgekühlten Motoren und bei verschiedenen Drehzahlen (Verdichtungsverhältnis 5,2)

Drehzahl	Mittlerer effektiver Kolbendruck	Hubraumleistung
U/min	at	PS/l
1600	8,6	15,3
1700	8,5	16,0
1800	8,45	16,9
1900	8,4	17,7
2000	8,35	18,6
2100	8,2	19,1
2200	8,1	19,7



Die Werte in Zahlentafel 5 sind geschätzt, sie verstehen sich für ein Verhältnis von 1,2 des Hubes zur Bohrung. Die Ventilabmessungen würden nach Fayette betragen: beim Einlaßventil 1 cm² auf 80 cm² des Zylinderinhaltes, beim Auslaßventil 1 cm² auf 100 cm² des Zylinderinhaltes; der Hub gleich dem Viertel des Durchmessers.

Zahlentafel 7 zu 61307. In den U. S. A. für Motorenteile gebrauchte Leichtmetalle.

Name	Zusammensetzung vH	Warmbehandlung	Zugfestigkeit at	Dehnung	Brinell-Härte	Bemerkungen
Legierung 8 vH Kupfer	Cu 8,0 Al 90,5 Verunreinigung 1,5	Anlassen	9,5—12,5	0,5	55—60	verwendet für gewöhnliche Gußstücke
Silizium-Legierung der amerik. Fliegertruppe	Cu 3,0 Si 4,0 Al 91,0 Verunreinigung 2,0	Anlassen	2,0—3,0	14—16	55—65	leicht zu gießen, frei von Gußfehlern, schwer zu bearbeiten
Lunite Nr. 195	Cu 5,0 Mn 0,1 Si 0,65 Al 93,25 Verunreinigung 1,0	36 h bei 525°, Härten in kaltem Wasser	17,5—24,5	8,0	50—65	hochbeanspruchte Stücke dürfen an heißen Stellen nicht gebraucht werden
Duralumin (gegossen)	Cu 4,0 Mn 0,7 Mg 0,5 Al 93,8 Verunreinigung 1,0 (max)	verschieden	38,5—42	17,0	100	kann hohen Beanspruchungen u. Stößen unterworfen werden, ist schmied- und schneidbar
Mangalite oder »Y« (vom National Physical Laboratory herausgegeben)	Cu 5,5 Mg 1,5 Ni 2,25 Al 88,75 Verunreinigung 2,0 (max)	3 h bei 510°, Härten in kochendem Wasser, Anlassen 16 h bei 150° oder 1 h bei 200°	17,5—28	0,5—3,0	90—110	Gußstücke können hoh. Beanspruchungen u. großer Hitze ausgesetzt werden, f. Zylinder u. Kolben
Al-Cu-Fe-Mg Lunite Nr. 122	Cu 10,0 Fe 1,25 Mg 0,25 Al 87,50 Verunreinigung 1,0 (max)	5 h bei 495°, Härten in kochendem Wasser, Anlassen 16 h bei 150°	21—28	1,0	90—110	Kolben
Magnesium-Legierung	Mg 96,0 Al 3,0 Zn 1,0	Keine	13	6,0	45	wird erprobt

— *G. Lehr*, Les moteurs d'aviation aux Etats-Unis; L'Aéronautique 8, Nr. 82 vom März 1926, Beilage L'Aérotechnique 4, Nr. 39, S. 97 bis 108 (24 Sp., 9 Lichtb., 2 Skizzen, 8 Zahlentaf., Zahlenang.). *H.* 61307.

Motorenbau. Bestimmung der kleinsten Höchstkräfte beim dynamischen Massenausgleich: über die Massenkraft, die mit der Periode der Drehzahl, und die im Schubstangenverhältnis verkleinerte Massenkraft, die doppelt so rasch in einer Richtung hin- und herschwingt, lagert sich die gleichbleibende, aber umlaufende Fliehkraft der Ausgleichmasse. Die Resultierende beider hat gewisse Größtwerte; diese werden am kleinsten, wenn drei gleich große, symmetrisch zur Massenkraftrichtung gelegene Höchstwerte vorhanden sind.

Die Aufgabe läßt sich nicht allgemein lösen, sondern nur für gegebenes Schubstangenverhältnis. Dann ergeben sich zwei Gleichungen 4. bzw. 3. Ordnung für die Unbekannten: cos des Kurbelwinkels und Verhältnis zwischen Ausgleichmasse und Massenkraft; daraus ist dieses zu ermitteln, z. B. für Schubstangenverhältnis 1 : 4 zu 0,588.

Zu demselben Ergebnis gelangt man, wenn man die Größtwerte der Resultierenden, die sich für verschiedene Annahmen jenes Verhältnisses zeichnerisch ergeben, abhängig von dem Verhältnis aufträgt.

— *P. Field Foster* und *J. F. Baker*, The Determination of Minima-Maxima Forces in Certain Problems of Dynamic Balance; Phil. Mag. (7) 1, Nr. 3, 1926, S. 635 bis 641 (6 S., 8 Schaub., Formelrechn.). *E.* 61308.

Motorteile. Lamblin-Brennstoffpumpe, von der Firma Lamblin, Neuilly-sur-Seine, als Zwillings-Membranpumpe gebaut, s. Abb.

Die Kubelschleife *a* bewegt die beiden Membranen *b*, deren Durchbiegungen durch beiderseits befestigte Stützkolben *c* begrenzt werden. In dem gegenüberliegenden Deckel des Förderraums liegen die Saug- und Druckventile. Der Deckel trägt innen eine Membran *d*, die von außen durch Schraube mit Druckfeder verstellt werden kann und so wegen der entsprechend dem Federdruck geänderten Durchbiegung ein

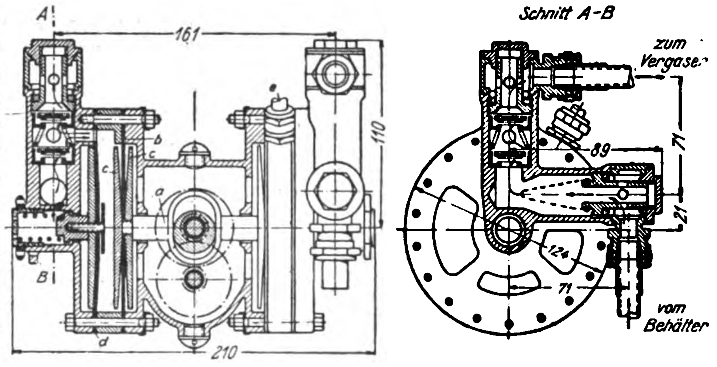


Abb. zu 61309. Lamblin-Brennstoffpumpe.

Regeln der Fördermenge erlaubt. Bei *e* ist ein Füllstutzen, durch den bei Ingangsetzung der Förderraum mit einer Handpumpe gefüllt wird. Zwischen Membran-Pumpe und Vergaser muß wegen des zwangläufigen Antriebes ein Überlaufgefäß eingschaltet werden.

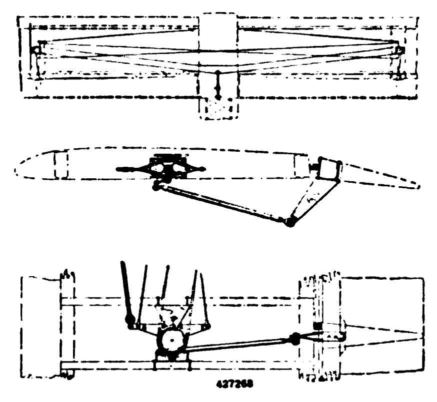
— *F. Goßlau*, Neue Brennstoffpumpe für Flugmotoren; ZVDI 70, Nr. 15 vom 10. April 1926, S. 515 bis 516 (1 Sp., 1 Lichtb., 1 Skizze). *H.*, *E.* 61309.



Luftfahrt-Patentschau.

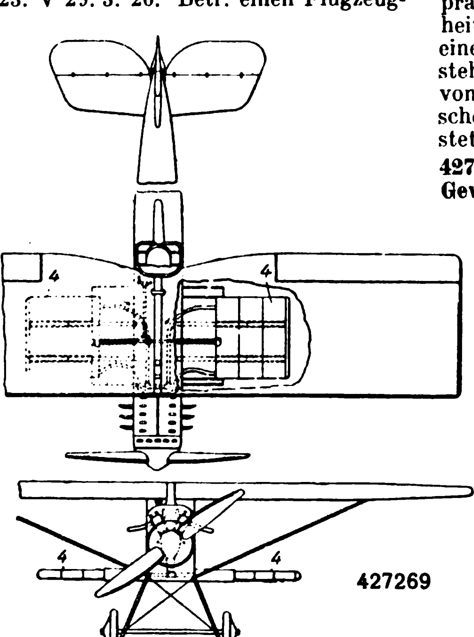
Deutsche Patente.

427268 / 62b,16. Steuerung für Flugzeuge. De Havilland Aircraft Cy., Ltd., Egdware (Engl.). B 27. 3. 24. V 27. 3. 26. Zwecks Änderung der Tragflächenwölbung — Anpassung an verschiedene Fluggeschwindigkeiten — ist es bekannt, an der hinteren Tragdeckkante eine Fläche vorzusehen, die relativ zu der Hauptfläche verstellt werden kann. Die Erfindung bezweckt, selbsttätig die Schräglage dieser Fläche

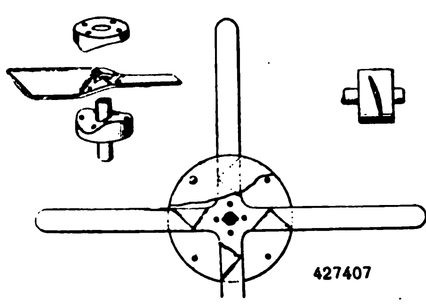


zu steuern, derart, daß sie der jeweiligen Geschwindigkeit des Flugzeugs folgt, ohne daß der Führer eine besondere Steuerung vorzunehmen braucht. Außerdem soll der Führer jedoch in der Lage sein, wenn besondere Umstände dies erfordern, die Schräglage nach Belieben zu ändern. Zu diesem Zweck sind die von Hand einstellbaren Bewegungsvorrichtungen der Steuerflächen durch besondere Glieder, z. B. Hebel und gekreuzte Seile, miteinander derart gekuppelt, daß die selbsttätig herbeigeführten Bewegungen der Steuerflächen in bezug auf Neigung und Richtung im wesentlichen gleich sind.

427269 / 62b,21. Flugzeugkühler. A. S. Heinrich, Freeport (V. St. A.). B 9. 11. 23. V 29. 3. 26. Betr. einen Flugzeugkühler, dessen Kühlfläche zugleich als zusätzliche Tragfläche dient. Nach der Erfindung ist diese Fläche (4) hinsichtlich des Maßes ihres Freiliegens veränderbar, so daß gleichzeitig die Größe der freien Kühlfläche und die der Tragfläche geändert werden können. Der Kühler kann zu diesem Zweck aus abnehmbar aneinander befestigten Schüssen bestehen; auch kann die Kühlfläche dadurch geregelt werden, daß der Kühler in einem vom Flugzeugkörper seitlich vorragenden Gehäuse verschoben werden kann.

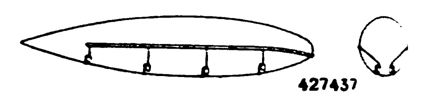


427407 / 62c,3. Luftschraube aus Metall. S. A. Reed, New York. B 27. 5. 21. V 10. 4. 26. Der Patentschutz erstreckt sich im wesentlichen darauf, daß die unverrippten Flügel von so geringer Dicke ausgebildet und an den Kanten so stark zugeschärft sind, daß die dem Baustoff und der Bauform eigene statische Starrheit zwar so groß ist, daß sie auch im Ruhezustand die Betriebsform der Schraube festlegt, aber für die zur Aufnahme der im normalen Betrieb auftretenden Biegungsbeanspruchung jeweils erforderliche Gesamtstarrheit nicht ausreicht, sondern zu einem wesentlichen Teil durch die von der Schleuderkraft

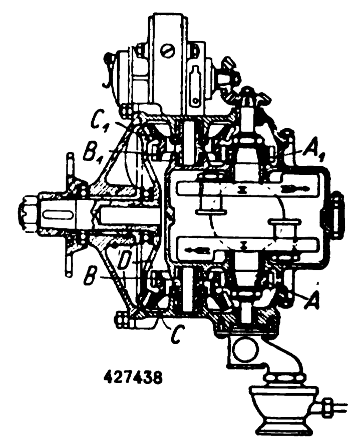


herrührende dynamische Starrheit ergänzt werden muß. Hierbei kann der Schraubenflügel aus einem Teil von praktisch vollständiger statischer Starrheit in der Nachbarschaft der Nabe und einem elastischen Teil am Ende bestehen; es kann auch jeder Flügel sich von seinem starren Fuß bis zur elastischen Spitze der Baustoffdicke nach stetig verjüngen.

427437 / 62a,31. Vorrichtung zur Gewinnung von Ballastwasser auf Luftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H. und K. Siller, Friedrichshafen. B 28. 12. 24. V 1. 4. 26. Das Luftschiff ist mit Einrichtungen zum Auffangen des außen auftreffenden Regenwassers und zum Abführen des Wassers in Sammelbehälter ausgerüstet. Außer der Ballastgewinnung wird dadurch der Vorteil erzielt, daß ein großer Teil des Schiffskörpers von Regenwasser freigehalten werden kann. Es werden Auffangrinnen angebracht, von denen aus das Wasser den Sammelbehältern zugeführt wird; von hier aus gelangt das Wasser an die eigentlichen Verbrauchsstellen, z. B. auch zu Trink- und Kochwasserbehältern.

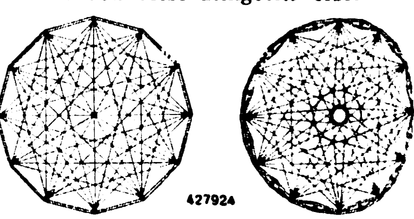


427438 / 62b,18. Flugzeugmotor. A. Diecke, München. B 6. 11. 24. V 6. 4. 26. Der Motor ist ein Zweizylinder-Zwei- oder Viertaktmotor, bei dem in bekannter Weise die Zylinder an einem Gehäuse entgegengesetzt zueinander angeordnet sind. Die beiden Kurbelwellen I und II werden durch die beiden Kolben die eine rechts, die andere links herumgedreht und übertragen durch eine Zahnräderübersetzung, die



aus den Zahnrädern A und A_1, den Zwischenrädern B und B_1 und den Kegelrädern C und C_1 besteht, ihre Drehung auf das große Kegelrad D, das auf der Propellerwelle sitzt. Massenausgleich und Raumersparnis werden hierdurch bezweckt.

427924 / 62a,6. Ringverspannung für Starrluftschiffgerippe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 10. 9. 22. V 19. 4. 26. Es sind solche Ringverspannungen unter Schutz gestellt, bei denen von jedem durch Hauptlängsträger gebildeten Eckpunkt bzw. den diese Ringecke ersetzenden



Fachwerksknoten aus Verspannungen nach jedem der übrigen Eckpunkte gehen, mit Ausnahme der beiden auf jeder Seite unmittelbar benachbarten Haupteckpunktpaare.

428119 / 62c,1. Luftschraubenflügel Dr. F. Gebauer, Wien. B 1. 10. 22. V 24. 4. 26. Der Patentanspruch lautet: Luftschraubenflügel, dadurch gekennzeichnet, daß alle an die Wölbungsfläche gelegten, die Schraubenachse unter gleichem Winkel schneidenden Tangenten Berührungslinien ergeben, die sich der Achse von der Lufteintritts- zur -austrittskante des Flügels stetig nähern. Näheres siehe Patentschrift.



Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1570322. E. H. **van Valkenberg,** Monroe, Wash. (Ass.: O. **Silverstein,** Spokane, Wash.). Airship. B 27. 4. 25. V 19. 1. 26.
Gondeleinrichtung für Funkspruch und Heizung.

A. 1570742. W. **Hofman,** South Chicago. Flying machine. B 6. 2. 25. V 26. 1. 26.
Flugmaschine mit Ventilatorvortrieb.

A. 1571238. C. **Dornier,** Friedrichshafen. Wooden girder. B 28. 6. 20. V 2. 2. 26.
Holzgitterträger.

A. 1571239. C. **Dornier** (Ass.: **Dornier-Metallbauten** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Metal girder for light metal structures. B 17. 2. 23. V 2. 2. 26.
Metallgitterträger mit hohlem Ober- und Untergurt.

A. 1571240. C. **Dornier** (Ass.: **Dornier-Metallbauten** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Metalgirder. B. 17. 2. 23. V 2. 2. 26.
Metallgitterträger mit hohlem Ober- und Untergurt.

A. 1571418. P. N. C. **James,** Paris. Double control of the combined type for aeroplanes and for like purposes. B 2. 5. 24. V 2. 2. 26.
Kupplungsweise zweier Flugzeug-Steuerhebel.

A. 1571472. P. A. **Gourtoff,** Edgemere, N. Y. Aeroplane kite. B 23. 8. 23. V 2. 2. 26.
Modell-Doppeldecker.

A. 1571492. B. **Rosenbaum,** Berlin (Ass: **Westinghouse Electric & Manufacturing Cy,** Pennsylvania). Propeller drive-control. B 2. 9. 21. V 2. 2. 26.
Luftturbinenantrieb für Funkdynamos.

A. 1571617. P. R. **Bassett** (Ass.: E. A. **Sperry),** Brooklyn. Aerial flare bomb. B 22. 9. 17. V 2. 2. 26.
Leuchtbombe an Fallschirmen.

A. 1571647. A. V. **Santarsiero,** New York. Combined helicopter and aeroplane. B 5. 12. 23. V 2. 2. 26.
Der Luftstrahl der auf Oberdeck gelagerten Hubschraube wird gegen das Unterdeck geleitet.

A. 1571989. P. G. **Zimmermann,** Keyport (Ass.: **Aeromarine Plane & Motor Cy.,** New York). Aerofoil. B 29. 5. 22. V 9. 2. 26.
Profil mit Knick im ersten Fünftel der oberen Kurve.

A. 1572120. E. A. **Parker** und C. W. **Massingham,** Poplar Bluff. Flying machine. B 14. 4. 24. V 9. 2. 26.
Linsenförmiger Ballon als Tragfläche.

A. 1572166. E. A. **Smith** (Ass.: **Smith & Dwyer Manufacturing Cy.**), Dayton, Ohio. Toy airplane. B 25. 7. 25. V 9. 2. 26.
Einstellbarer Modellgleiter.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 244520. S. E. **Saunders,** East Cowes. Ships; aircraft. B 17. 9. 24. V 10. 2. 26.
Stufenausbildung an Bootsböden.

E. 244569. C. H. **Claudel,** Neuilly. Aircraft. B 19. 11. 24. V 10. 2. 26.
Nach hinten gerichtete Hubschraube zur Verminderung der Landegeschwindigkeit.

E. 244765. G. L. O. **Benard,** Blois. Aircraft; projectiles. B 11. 12. 25. V 10. 2. 26.
Modell-Prüfverfahren: Die Modelle werden eingefettet und mit heißer Luft angeblasen.

E. 244786. R. J. L. **Molneau,** Paris. Aircraft. B 16. 12. 25. V 10. 2. 26.
Flugmaschine mit Schaufelradauftrieb.

E. 244791. W. **Kiwull,** Riga. Propelling ships. B 17. 12. 25. V 10. 2. 26.
Rotor (nach Flettner) aus flexiblen, formänderbaren Streifen gebildet.

E. 244818. De Havilland Aircraft Co, Stag Lane Aerodrome und A. E. **Hagg,** Edgware. Aircraft. B 15. 9. 24. V 17. 2. 26.
Tragfläche mit selbsttätiger Wölbungsänderung. (Vgl. D.R.P. 427268.)

E. 244878. J. **Trnka,** Prag. Aircraft engines and propellers. B 28. 10. 24. V 17. 2. 26.
Flugmotor mit Planetengetriebe.

E. 244898. H. O. **Short,** Rochester. Flying boats; seaplanes. B 28. 11. 24. V 17. 2. 26.
Bootsaußenboden mit Längsfurchen.

E. 244911. T. M. **Barlow,** Iver Heath, und F. **Duncanson,** Hilingdon Heath. Seaplane floats. B 19. 12. 24. V 17. 2. 26.
Laufrad im Bootsboden.

E. 245053. R. **Chillingworth,** Nürnberg. Aircraft. B 2. 2. 25. V 17. 2. 26.
Hubschrauber.

E. 245117. Siemens-Schuckert Werke, Siemensstadt. Airships. B 18. 12. 25. V 17. 2. 26.
Schwimmkörper für Luftschiffe.

E. 245134. J. E. **Noeggerath,** Berlin. Rotors working in fluids. B 22. 12. 25. V 17. 2. 26.
Anordnung und Ausbildung von Rotoren mit Magnuseffekt.

E. 245187. A. **Rupp,** Berlin. Propellers and wheels. B 25. 9. 24. V 24. 2. 26.
Luftschraubennabe.

E. 245268. J. **Albessard,** Paris. Aeroplanes. B 20. 12. 24. V 27. 2. 26.
Vereinigung mehrerer Flugzeuge zu einem einzigen Luftfahrzeug.

E. 245408. L. **Renault,** Billancourt. Aeroplanes. B 22. 5. 25. V 27. 2. 26.
Metall-Großflugzeug.

E. 245546. J. B. **Henderson (Royal Naval College),** Greenwich. Gyroscopic apparatus. B 29. 10. 24. V 3. 3. 26.
Kompensation von Kreiselkompassen u. dgl.

Frankreich

A: Anmeldetag
B: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 600588. G. **Tinsonnier.** Appareil à parachute à voilure armée, pouvant servir sur terre et sur mer. B 20. 6. 25. V 10. 2. 26.
Zuschneideverfahren für Fallschirme.

F. 600612. H. **Hoback** und F. **Nendel.** Perfectionnements aux aéroplanes. B 30. 6. 25. V 11. 2. 26.
Hubschrauber.

F. 600684. H. **Junkers.** Charpente de construction pour ailes d'appareils volants et pour corps similaires. B 9. 7. 25. V 11. 2. 26.
Verfahren zur Herstellung von Tragflächen u. dgl.

F. 600665. A. **Honey.** Perfectionnements aux hélices de propulsion ou d'aviation, roues à ailettes de ventilateurs, moteurs à vent et autres similaires. B 10. 7. 25. V 12. 2. 26.
Formgebung und Herstellung von Metall-Luftschrauben.

F. 600723. Soc. An. des Chantiers et Ateliers de Saint-Nazaire **Penhoet.** Système de construction en bois armé. B 9. 10. 24. V 13. 2. 26.
Verstärkung stabförmiger Bauteile durch Stahldrähte.

F. 600725. J. F. G. **Chobert.** Perfectionnements apportés aux dispositifs d'attache et de serrage de hauban d'avions ou organes analogues. B 10. 10. 24. V 13. 2. 26.
Anschlußstück.

F. 600779. M. A **Mazade.** Perfectionnements aux dispositifs automatiques assurant la marche rectiligne des appareils de navigation aérienne. B 17. 10. 24. V 15. 2. 26.
Richtungshalter für geradlinigen Flug in Verbindung mit Querstabilisierung.

F. 600798. J. **Rozet.** Hélice équilibrée à deux pales. B 15. 7. 25. V 15. 2. 26.
Luftschraubenform.

F. 600913. A. J. **Harpstrite** und F. **Harpstrite.** Appareil se déplaçant dans l'air, sur terre et sur l'eau. B 18. 7. 25. V 18. 2. 26.
Flugmaschine.

F. 600971. J. M. N. **Manent.** Procédé de construction d'avions. B 20. 4. 25. V 19. 2. 26.
Flugmaschine.

F. 600989. J. **Ors.** Perfectionnements apportés aux parachutes. B 15. 5. 25. V 19. 2. 26.
System einer Leinenfaltung für Fallschirme.

F. 601169. J. **Galland.** Chariot lève-fuselage pour la manoeuvre des avions à terre. B 21. 10. 24. V 24. 2. 26.
Fahrbares Gerät zum Heben des Flugzeugschwanzes.



Amerika

A. 1572187. J. F. **Cooper** (Ass.: **Goodyear Tire and Rubber Cy.**), Akron, Ohio. Balloon. B 3. 11. 24. V 9. 2. 26.
Ringförmiger Ballon.

A. 1572361. R. J. **Pick,** Chicago. Aeroplane brake. B 26. 5. 25. V 9. 2. 26.
Flugzeugbremse aus quereinstellbaren Flächen an den Rumpfseiten.

A. 1572522. T. M. **Finley,** St. Louis. Tandem motor power unit. B 28. 9. 18. V 9. 2. 26.
Luftschraube zwischen der vorderen und hinteren Motorhälfte.

A. 1572767. J. **Ciccolanni,** Smock, Pa. Aeroplane. B 4. 9. 25. V 9. 2. 26.
Flugmaschine mit »Windschirmen«.

A. 1572834. H. E. **Baughman,** Waterloo, Jowa. Brake for airplanes. B 14. 11. 25. V 9. 2. 26.
Luftbremsflächen, in den Stielen untergebracht.

A. 1572889. J. C. **Degen,** Chaska, Minn. Safety parachute for aeronauts. B 20. 5. 24. V 16. 2. 26.
Fallschirm mit durch Preßgas füllbarem Ballon.

A. 1573000. S. **Heath,** Baltimore. Propeller blade mounting. B 20. 7. 21. V 16. 2. 26.
Flügelbefestigung in Klemm-Muffe.

A. 1573028. M. F. **Bates,** Brooklyn (Ass.: **Sperry Gyroscope** Cy). Stabilized bomb sight. B 30. 9. 21. V 16. 2. 26.
Visier für Bombenwurf mit Kreiseln als Richtmittel.

A. 1573100. L. B. **Sperrys** Erben, New York. Means for guiding aeroplanes on the ground. B 8. 6. 22. V 16. 2. 26.
Einzeln anziehbare Bremsen an beiden Laufrädern und steuerbares Hinterrad.

A. 1573109. H. J. **Zottel,** Milwaukee. Stability and steering device for aircraft. B 5. 7. 16. V 16. 2. 26.
Fühlfläche zur Steuerung des Seitenruders.

A. 1573228. G. **de Bothezat,** Dayton, Ohio. Helicopter. B 27. 6. 23. V 16. 2. 26.
Hubschrauber mit differentieller Flügeleinstellung auf beiden Seiten der Flugrichtung.

A. 1573261. C. P. **McDarment,** Mayfield, Ky. Sounding device. B 23. 9. 22. V 10. 2. 26.
Erdfühler mit Alarmvorrichtung.

A. 1573269. C. L. **Paulus,** R. **Kauch** und H. B. **Inglis,** Dayton, Ohio. Vertical finder for aircraft. B 17. 7. 24. V 16. 2. 26.
Suchfernrohr zur Ermittelung von Luftfahrzeugen.

A. 1573465. J. **von Waldy,** New York. Aeroplane hull. B 8. 3. 24. V 16. 2. 26.
Bootskörper mit flexiblem Bodenteil.

A. 1573563. E. Y. **Moore,** Cleveland. Helicopter. B 28. 3. 23. V 16. 2. 26.
Hubschrauber mit verschwenkbaren Drehachsen.

A. 1573762. F. L. M. **Boothby,** Tilford, England. Protection of airships against fire. B 2. 2. 24. V 16. 2. 26.
Ummantelung der Gaszellen mit gekühlten Motorabgasen.

England

E. 245600. C. R. **Fairey,** Hayes. Radiators for aircraft. B 17. 1. 25. V 3. 3. 26.
Abdeckvorrichtung für in die Tragfläche eingebaute Kühler.

E. 245645. W. T. **Hughes,** Wolverhampton. Shock-absorbers. B 7. 4. 25. V 3. 3. 26.
Teleskoprohre mit Kataraktdämpfung.

E. 245808. Thornycroft & Co., Ltd. und Sir J. E. **Thornycroft,** Westminster. Aircraft carriers. B 19. 7. 24. V 10. 3. 26.
Flugzeugmutterschiff mit als Bootsauflaufweg ausgebildetem Heck.

E. 245878. V. **Newbauer,** Minneapolis, V. St. A. Aircraft. B 27. 10. 24. V 10. 3. 26.
Flugzeug mit unter dem Unterdeck angeordneten Hubschrauben.

E. 245942. P. C. **Rushen,** London (**Brock & Weymouth,** Philadelphia). Aircraft cameras. B 20. 1. 25. V 10. 3. 26.
Luftbildkammer.

E. 246207. R. F. **Power,** London. Teaching aviators; charts. B 20. 10. 24. V 17. 3. 26.
Unterrichtsmittel für Flugschüler; Flugzeugwege im Raume werden durch aufeinanderfolgendes Einschalten von Glühlampen auf Ordinatenstäben anschaulich gemacht.

E. 246231. C. R. **Fairey** und M. **Lobelle,** Hayes (Engl.). Radiators for aircraft. B 1. 11. 24. V 17. 3. 26.
Kühler im Tragdeck, dessen Unterseite durch dicht nebeneinanderliegende Kühlrohre gebildet wird.

E. 246472. M. A. **Mazade,** Paris. Aeroplanes. B 19. 1. 26. V 24. 3. 26.
Einrichtungen zur Beseitigung der Motorreaktion mit selbsttätiger Anpassung an verschiedene Geschwindigkeiten.

E. 246598. H. O. **Short,** Rochester. Aircraft. B 6. 11. 24. V 24. 3. 26.
Flugzeugrumpf aus gewelltem Blech.

E. 246601. Lord **Invernairn (W. Beardmore)** und A. E. L. **Chorlton,** Westminster. Aircraft. B 8. 11. 24. V 24. 3. 26.
Metall-Großflugzeug.

E. 246741. M. M. **Titterington,** New York. Clinometers. B 17. 8. 25. V 24. 3. 26.
Neigungsmesser mit Pendel und Kreisel.

E. 246801. Soc. An. **Nieuport-Astra,** Issy-les-Moulineaux. Screw propellers. B 9. 11. 25. V 31. 3. 26.
Luftschraube aus übereinandergelegten Metall-Lamellen.

E. 246875. Daimler Motoren Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. Aeroplanes. B 2. 2. 26. V 31. 3. 26.
Abnehmbare Tragdecks.

E. 247062. G. M. **Ball (War Department, Eng. Div.),** Dayton, Ohio. Aviators body harness. B 8. 6. 25. V 31. 3. 26.
Gurtbandage zur Befestigung des Fallschirmes am Körper.

E. 247283. M. **Adamtchik** und G. **Massera,** London. Aeroplanes. B 11. 11. 24. V 8. 4. 26.
Schneekufe für Flugzeuge.

Frankreich

F. 601200. P. **Jacottet.** Dispositif de chape articulée et réglable pour haubans d'avions et autres organes analogues. B 24. 10. 24. V 24. 2. 26.
Anschlußstück.

F. 601246. B. **Rietti.** Hélice à pas variable et reversible. B 23. 7. 25. V 25. 2. 26.
Eine Massen- und Flächenverteilung an Verstellpropellern.

F. 601259. K. **Rajner.** Aéroplane. B 23. 7. 25. V 26. 2. 26.
Flugzeug mit schwingenden Flügeln.

F. 601431. Soc. An. **Chantiers Aéro-Maritimes de la Seine.** Train d'atterrissage répliable pour avions et hydravions amphibies. B 31. 7. 25. V 2. 3. 26.
Hochklappbare Laufräder, insbesondere für Flugboote.

F. 601459. H. **Leitner.** Perfectionnements aux hélices propulsives. B 1. 8. 25. V 3. 3. 26.
Verstellpropeller-Konstruktion.

F. 601571. P. **Levasseur.** Perfectionnements dans la liaison des hélices et particulièrement des hélices d'avions à leur arbre moteur. B 1. 7. 25. V 4. 3. 26.
Leerlaufnabe mit Kupplung und Vorrichtung zur Einstellung der Luftschraube in eine bestimmte Stillstandslage.

F. 601596. P. **Levasseur.** Perfectionnements dans la construction des avions. B 23. 7. 25. V 4. 3. 26.
Einstellbarkeit der Luftschraube in wagerechte Stillstandslage in Verbindung mit Landekufen.

F. 601597. P. **Levasseur.** Dispositif d'ancrage des pales d'hélices. B 23. 7. 25. V 4. 3. 26.
Längsbolzenverbindung zwischen Flügelblatt und Nabe.

F. 601623. A. **Belloni.** Appareil générateur de gaz acétylène applicable notamment au fonctionnement d'un parachute. B 5. 11. 24. V 5. 3. 26.
Azetylengaserzeuger für durch Aufblasen versteifbare Fallschirmgerippe.

F. 601629. L. **Chauvière** und G. **Michel.** Hélice métallique pour appareil de locomotion aérienne. B 6. 11. 24. V 5. 3. 26.
Luftschraube aus Magnesium (schmiedbar).

F. 601640. C. H. **Claudel.** Perfectionnement dans les avions. B 7. 11. 24. V 5. 3. 26.
Flugzeug mit Hubschraube mit nach hinten geneigter Drehachse.

F. 601775. R. L. **Mandar** und L. **Vinay.** Système de bouclage et débouclage instantané et automatique de ceinture attachant un pilote ou passager d'avions à son siège ou reliant un parachutiste à son parachute. B 12. 5. 25. V 8. 3. 26.
Haltegürtel-Verschluß für Luftfahrzeug-Insassen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

14. Heft 28. Juli 1926 17. Jahrgang

Albatros-Verkehrsflugzeug L 73.

Von Karl Rühl und Hasso Wiederhold.

I. Gesamtanordnung.

Die Maschine ist ein zweimotoriges Verkehrsflugzeug (2 BMW IV-Motoren) zur Beförderung von 8 Passagieren, 2 Führern und 160 kg Gepäck. In ihrer gesamten Ausführung stellt sie die Verwirklichung einer Reihe technischer Ansichten dar, die in Deutschland in den letzten Jahren stark vernachlässigt worden sind. Alle in neuerer Zeit herausgekommenen Typen größerer Verkehrsflugzeuge sind Eindecker und meistens Ganzmetallflugzeuge mit überwiegender Verwendung von Duralumin. Der neue Albatrostyp L 73 ist der erste neuzeitliche Doppeldecker, der in den Streckendienst der Luft-Hansa eingestellt wird. Die hierbei auftretenden aerodynamischen Fragen wurden besonders eingehend studiert; näheres hierüber ist in Abschnitt IV gesagt.

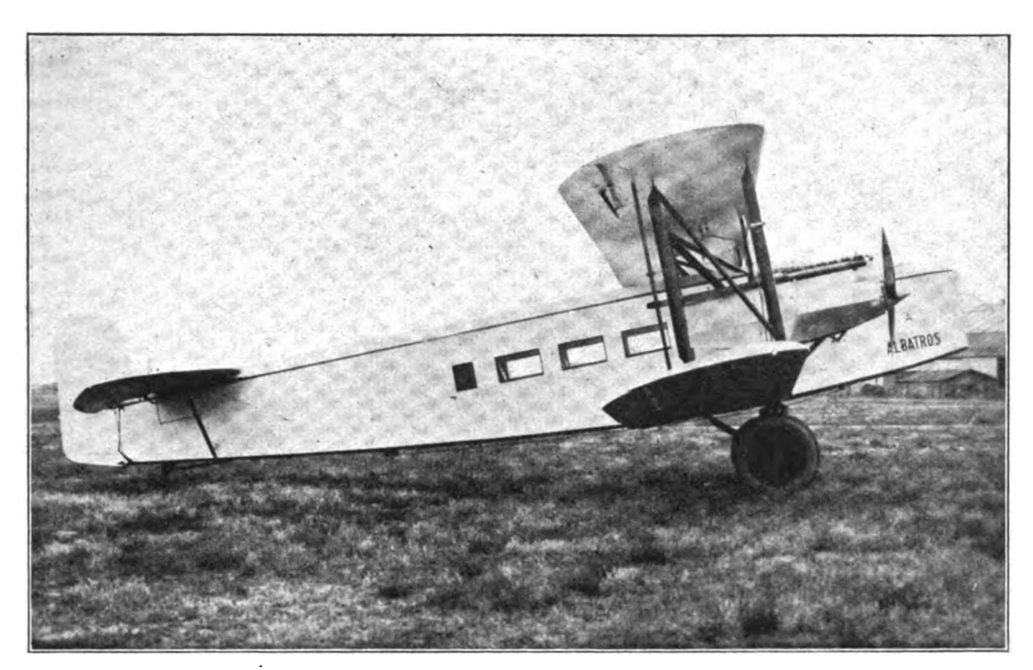


Abb. 1. Ansicht von der Seite.

Bei der Wahl des Baustoffes wurde prinzipiell zwischen den tragenden, Kräfte leitenden Teilen und den verkleidenden Flächen (Außenhaut der Flügel und Leitwerke, Rumpfwände usw.) unterschieden. Das gesamte Traggerippe besteht aus Metall, und zwar in erster Linie aus Stahlrohren, daneben Duralprofilen, die Flügelbespannung und Rumpfverkleidung aus Stoff und Sperrholz. Die Hauptgründe für die Wahl dieser Bauweise waren:

1. möglichste Vereinfachung und Verbilligung der Fabrikation, sowie etwa nötig werdender Reparaturen,
2. Gewichtsersparnis durch Verwendung aufgelöster Konstruktionen trotz erhöhter Festigkeitsanforderungen.

Zwischen diesen beiden sich vielfach widersprechenden Forderungen gestattet die gewählte Verbundbauweise ein verhältnismäßig günstiges Kompromiß; die Herstellungskosten sind weiterhin durch Verwendung möglichst überall gleicher, genormter Teile für Anschlüsse usw. herabgedrückt. Die dadurch bedingte Gewichtsvermehrung blieb in ziemlich engen Grenzen.

II. Konstruktive Ausführung.

a) Tragwerk. Das System der Zelle wurde so einfach wie möglich gehalten: Doppeldecker mit Motorstiel und Außenstiel, im Ober- und Unterflügel dieselbe Spannweite, Tiefe, Umrißlinie, dasselbe Profil, dieselbe Lage der Holme im Flügel; zwei Verspannungsebenen, jede mit Haupt- und Gegenverspannung, beide doppelt, so daß also insgesamt für eine Flügelhälfte 4 Hauptkabel und 4 Gegenkabel (bzw. Profildrähte) vorhanden sind. Die entsprechenden oberen und unteren Holme liegen annähernd senkrecht übereinander, so daß die Anschlüsse der Stiele und Profildrähte einfach sind. Die Außenteile der Holme sind an die über und unter dem Rumpf durchgehenden Mittelteile gelenkig angeschlossen. Die Gelenke liegen nicht am Motorstiel, sondern ca. 85 cm weiter außerhalb. Die Momente im Außenfeld werden damit um ca. 30 vH kleiner, als wenn die Gelenke am Motorstiel selbst lägen.

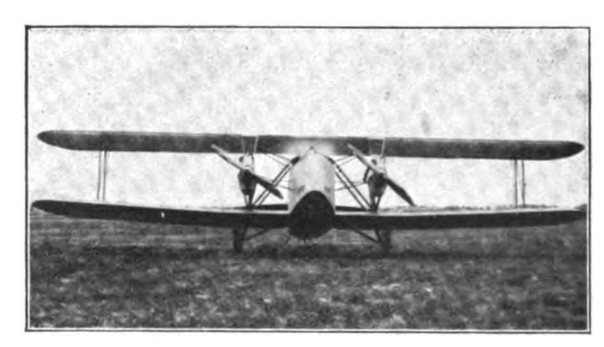


Abb. 2. Ansicht von vorn.

Die Holme haben Gurte aus gepreßten Duralprofilen mit U-förmigem nach innen offenem Querschnitt, so daß die abwechselnd steigenden und fallenden (drucksteifen) Diagonalen mit je 4 Nieten an einem Ende leicht befestigt werden konnten. Die Änderung der Konstruktion gegenüber den Holmen des letztgebauten Types Albatros L 72a (vgl. ZFM vom 28. Mai ds. Js.), bei denen seitlich liegende Steh-

bleche an etwas anders geformten Gurten angenietet wurden, ist bedingt durch die größere Höhe der Holme (ca. 20 cm). Für die Stehbleche wären besondere Aussteifungen zur Knicksicherung notwendig gewesen. Anderseits war die Möglichkeit der Außennietung nicht so wichtig, da hier für bequeme Innennietung bei den offenen Profilen genügend Platz vorhanden ist. Ein seitliches Ausfalten der Gurtflansche und Stege ist, wie auch durch Versuche bestätigt wurde, nicht zu befürchten, da die notwendige Stärke derselben mehrere Millimeter beträgt. Zwischen den Holmen liegen Rippen aus geschweißten Stahlrohren. Die ganze Rippe von Flügelnase bis Flügelende bildet ein Stück und kann von oben über die beiden Holme übergeschoben werden, so daß die Montage vereinfacht wird, und im Fall von Beschädigungen jede Rippe einzeln herausgenommen

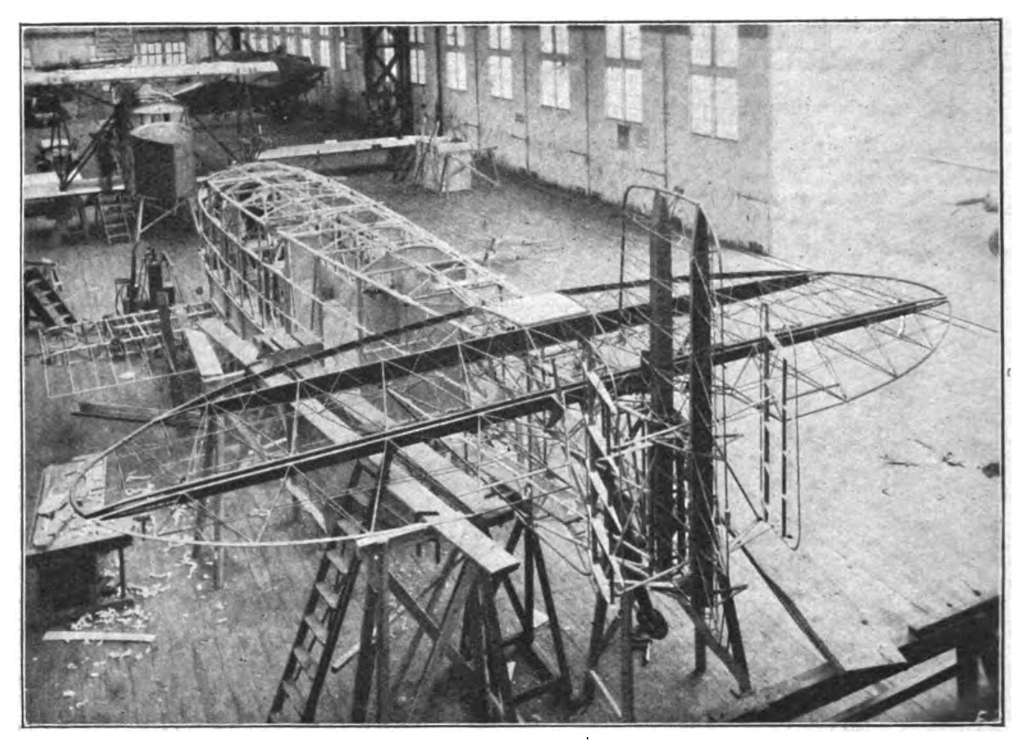


Abb. 3. Traggerippe.

Rumpfmitte
(Rumpfwand*)
Motorstiel
Gelenk
Außenstiel

*) Lagerung nur für die unteren Holme

Abb. 4. Holmsystem.

und ersetzt werden kann. Die Gurtrohre der Rippen sind seitlich durch die Stoffbespannung gehalten; die Dimensionen konnten daher ziemlich niedrig gehalten werden, das stärkste bei den Rippen verwandte Rohr hat 7 mm Durchmesser.

Die Innenverspannung ist von der Rippenkonstruktion vollständig getrennt und zweifach in Ebene der oberen und unteren Gurte der Holme angeordnet. Die Diagonalen sind Stahldrahtkabel, die Vertikalen Traversen aus Stahlrohr, die gleichzeitig die Holme absteifen.

Für die Befestigung der Hauptverspannung ist zwischen die beiden Gurte des Holmes ein kastenförmiges Stück aus Stahlblech eingesetzt, das oben und unten mit den Holmen vernietet wird. In der Mitte liegt ein Bolzen für den Anschluß der Verspannungskabel. An den Gelenken sind die Holme zusammengezogen und von einem angenieteten Stahlblechbeschlag umfaßt. Die günstige Lage der Holme im Flügel und die Anordnung der Gelenke außerhalb des Motorstieles macht es möglich, ohne wesentliche Gewichtsvermehrung sämtlichen Gurten sämtlicher Holme

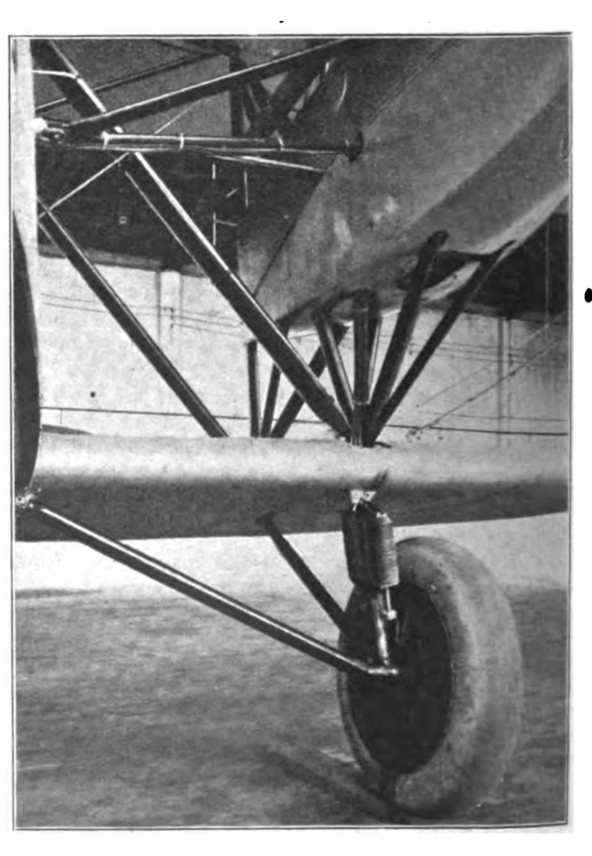


Abb. 5. Fahrgestell.

im Außen- und Mittelteil der Zelle die gleiche Querschnittsform, dieselben Außenmaße und dieselbe Flanschstärke zu geben. Der vordere obere und die beiden unteren Holme haben außerdem die gleiche Stegstärke, stimmen also genau miteinander überein, die Gurte des oberen Hinterholms unterscheiden sich davon nur in der Stärke des (horizontal liegenden) Steges. Infolgedessen konnten auch sämtliche Diagonalen und Gelenkbolzen ebenfalls gleich werden. Der Anschluß der Zelle an den Rumpf erfolgt durch einen

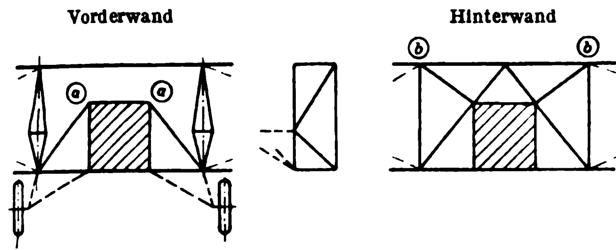


Abb. 6. Baldachin.

aus Stahlrohrstreben gebildeten Baldachin, bestehend aus zwei senkrechten Tragwänden, nach neben aufgezeichnetem System. Verbunden sind beide durch den Motorstiel und die von den Punkten *a* nach den Punkten *b* führenden Fangstreben (zur Aufnahme des Stirndrucks).

b) Rumpf und Leitwerke. Rumpf und Leitwerke sind aus Stahlrohren geschweißt. Für die Verspannung im hinteren Teil des Rumpfes wurden doppelt geführte Drahtseile verwandt. Das System des Rumpfes ist aus Abb. 7 zu ersehen.

Das Höhenleitwerk mit ca. 11,6 m² Fläche besteht aus einer verstellbaren Flosse von ca. 8,5 m² und zwei miteinander gekuppelten Rudern. Letztere bestehen ähnlich wie Seitenruder und Höhenruder der Albatros L 72 aus einem Dreieckverband nach Abb. 8. Die Aufnahme der auftretenden Torsionsmomente erfolgt durch einen Dreieckquerschnitt, genauer ausgedrückt durch ein räumliches System von drei Trägern mit gemeinsamen Gurten. Die Rippen, gleichzeitig Diagonalen der flach liegenden Fachwerkträger brauchen dabei nur wenig stärker zu sein, als wenn ein torsionsfester Holm (etwa mit Rohrquerschnitt) mit parallel liegenden Rippen eingebaut wäre. Der vertikal liegende Holm erhält nur Biegungsmomente, keine Torsionsmomente, und die Torsionsmomente selbst erzeugen im wesentlichen Spannungen nur in den Diagonalen und Vertikalen, aber nicht in den Gurten.

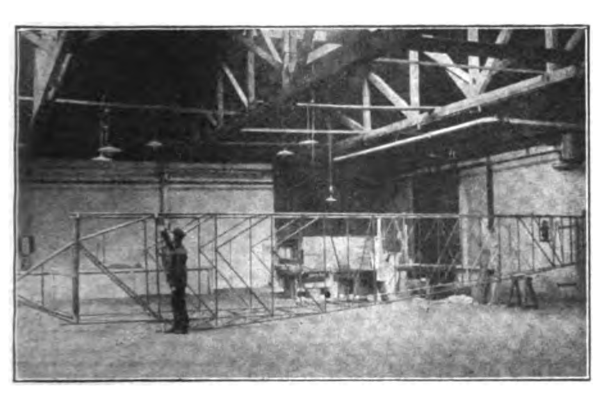


Abb. 7. Rumpf.

Die Höhenflosse hat zwei Holme, zusammengesetzt aus einem dünnen Stegblech und angenieteten, aus Stahlrohr gezogenen Gurten. Diese Holme werden etwas schwerer als gleichstarke Duralholme, sind aber in der Herstellung einfacher, da die Rippen direkt an den Holmgurt angeschweißt werden können. Die Stärke des Stegbleches beträgt 0,5 mm. Diese Stärke genügt, wie eingehende Versuche zeigten, mit verhältnismäßig niedrigen, also leicht einzudrückenden Sieken vollständig, um die vorkommenden Querkräfte aufzunehmen. Als Seitenleitwerk dient lediglich ein Ruder von ca. 2,75 m² Fläche, als Duralkastenholm mit angenieteten Stahlrohrrippen ausgeführt.

c) Fahrgestell. In das Fahrgestell ist eine kombinierte Öl- und Gummifederung eingefügt. Die prinzipielle Anordnung zeigt Abb. 9. Beim Auftreffen auf den Boden wird das Öl durch die mit *a* bezeichnete Öffnung hindurchgepreßt.

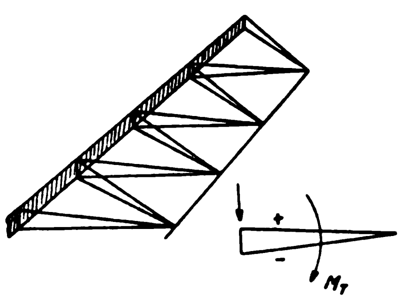


Abb. 8. Ruder.

Gleichzeitig wird die Gummisäule zusammengedrückt. Der Federweg bis zur vollen Ausfederung beträgt 20,0 cm. Die Kraft im Gummi ist anfänglich gering und wächst erst allmählich an. Der Gegendruck des Öles ist im Anfang groß. Die Arbeitsaufnahme der Gesamtkonstruktion ist daher verhältnismäßig hoch. Die Fahrgestellachse ist zur Ersparnis an Gewicht und schädlicher Widerstandsfläche aus Chromnickelstahl mit einer Festigkeit von 100 bis 120 kg/mm² angefertigt worden. Sie ist am Rumpf außen (in der Ebene der senkrechten Seitenwände) befestigt und dreht sich um diesen Aufhängepunkt. Am Ansatz der Federung greift eine dritte Strebe an, die nach hinten geht, und zur Aufnahme der von vorn wirkenden Kräfte dient. Das gesamte Fahrgestell (einer Seite) besteht demnach nur aus 3 Streben.

d) Kabine, Führersitz usw. Die Kabine hat Sitze für 8 Passagiere. Die Sessel haben eine hohe nach hinten umlegbare Rückenlehne, können also für Nachtflüge in Liegestühle umgewandelt werden. Dann ist allerdings Platz nur noch für 4 Passagiere vorhanden. Der Eingang liegt hinten, niedrig über dem Boden. Hinter der Tür befinden sich noch die Toilette und ein Gepäckraum; der Hauptgepäckraum liegt vorn. Die beiden Führersitze sind ebenfalls von der Kabine aus zugänglich. Vor ihnen sind im Armaturenbrett sämtliche für den modernen Tages- und Nachtflugverkehr notwendigen Instrumente angeordnet. — Die Steuerung ist doppelt; unter dem Führersitz ist eine F.T.-Anlage eingebaut.

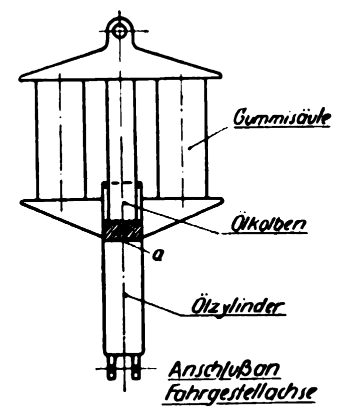


Abb. 9. Abfederung des Fahrgestells.

III. Gewichtsverteilung und Festigkeit.

Der Anteil der einzelnen Konstruktionsteile an dem gesamten Leergewicht weicht für einen Doppeldecker naturgemäß von dem des Eindeckers ab.

Um einen Überblick und die Möglichkeit eines Vergleiches zu geben, sind im folgenden die Anteile der einzelnen Konstruktionsteile an dem gesamten Leergewicht ausgerechnet worden. Zugrunde gelegt wurden dabei die nach Fertigstellung der einzelnen Teile durch Wiegung ermittelten Gewichte. Es ergaben sich folgende Prozentsätze:

	vH
1. Zelle.	
Holme einschl. der aufgenieteten Beschläge, durchlaufend von außen bis außen	9,85
Rippen (ausschl. Querruder)	2,26

	vH	vH
Gesamtflügel, komplett bespannt, zelloniert, einschl. Querruder und ausschl. der im oberen Flügel liegenden Benzinbehälter		22,60
Profildrähte	1,28	
Außenstiele	1,05	
Baldachin und Motorstiel	4,64	
Gesamtstreben- und Verspannungen einschließlich Baldachinstreben also		6,97
2. **Triebwerk und Benzinbehälter**		
Motorböcke	1,36	
Benzinbehälter	2,17	
Gesamttriebwerk umfassend: Motorkühler, Propeller, Motorböcke, Verkleidung, Motorgestänge, Auspufftöpfe, Ölbehälter, Benzinbehälter		32,67
3. **Rumpf mit Einbauten.**		
Rumpfgerüst	8,12	
Kabine (Wände, Türen, Fenster, Belag usw.) einschl. Toilette und hinterem Gepäckraum	8,98	
Rumpfüberzug mit Stoffleisten	1,36	
Sonstige im Rumpf eingebaute Teile (Führersitz, Gepäckvorraum, Instrumente und Steuerung)	7,35	
Gesamter Rumpf einschl. der Einbauten		25,81
4. **Fahrgestell**		7,75
5. **Sporn mit Gummi**		0,54
6. **Leitwerke** (komplett bespannt und zelloniert)		3,66
		Sa. **100,00**

Gesamte vorgesehene Zuladung beträgt ca. 53 vH des Leergewichtes, wobei die besonders eingebauten Spezialinstrumente bereits im Leergewicht enthalten sind.

Für die Beurteilung der angegebenen Prozentsätze sind wichtig die Festigkeiten, die bei der Berechnung der Maschine zugrunde gelegt wurden. Diese Festigkeiten sind entsprechend den heutigen Ansichten wesentlich größer, als sie früher auf Grund der B.L.V. für notwendig angesehen wurden. Die rechnerischen Bruchsicherheiten der Maschine in den wichtigsten Flugfällen sind folgende:

A-Fall 6,0fach (nach den B. L. V. 4,0fach),
B-Fall 3,5 » (» » B. L. V. 2,5 »),
C-Fall 2,0 » (» » B. L. V. 1,5 » bzw. einfach),
D-Fall 3,0 » (» » B. L. V. 0,0 »).

Dabei ist besonders für den C-Fall von Einfluß, daß hier für die Angriffspunkte der Kräfte nicht die alten Vorschriften (Kraft im Abstand von 1,75 t) zugrunde gelegt wurden, sondern diese aus den bekannten Profilbeiwerten errechnet sind.

Trotz dieser erhöhten Bruchlasten sind die Durchbiegungen, die zu erwarten sind, verhältnismäßig gering. Die Bedeutung der Formänderung für die Festigkeit des gesamten Tragwerkes ist gerade in neuerer Zeit immer mehr betont worden (vgl. Vortrag von Dr.-Ing. Dornier auf der Tagung der W. G. L. 1925). — Es sind deshalb die auftretenden Durchbiegungen erstens an Stelle des außenliegenden Stieles und zweitens an einem 1,50 m außerhalb des Stieles liegenden Punkt bei sicherer Last im A-Fall errechnet worden. Als sichere Last ist dabei die Hälfte der Bruchlast verstanden. — Es ergeben sich folgende Werte:

Durchbiegung am Stiel 3,0 cm.
Durchbiegung des Holmes an dem bezeichneten Punkt des Kragarmes zusätzlich 1,5 cm.

Bei einer Stielentfernung von ca. 15 m sind das also etwa $^{1}/_{500}$ des Stielabstandes.

IV. Aerodynamische Gesichtspunkte und Flugleistungen.

Wie schon weiter oben erwähnt, ist durch das Baumuster L 73 der erste zweimotorige Verkehrs-Doppeldecker in Deutschland geschaffen worden. Die Aufgabenstellung war demnach eine durchaus neue und ließ eine Menge Fragen auftauchen, deren Beantwortung selbst durch die Erfahrungen an ähnlichen im Kriege hergestellten Typen nicht einwandfrei gegeben war. Hinzu kamen, daß für die Leistungsmaxima bei bester Ökonomie eine obere Grenze durch die Begriffsbestimmungen gesetzt war. Um einen möglichst tiefgehenden Einblick in die aerodynamischen Verhältnisse zu gewinnen, wurden in der Göttinger Versuchsanstalt für Luftfahrt eingehende Versuche an einem Modell vorgenommen, über deren Ergebnisse in einem besonderen Artikel berichtet werden soll.

Für die aerodynamische Rechnung mußte die Erfüllung folgender Bedingungen angestrebt werden:

1. Guter Wirkungsgrad der Luftschraubenanlage,
2. günstige Leistungsverhältnisse bei Ausfall eines Motors,
3. Vorhandensein einer in weiten Grenzen zu variierenden Stabilität.

Für die Beurteilung der besten Lage des Motorenaggregates waren die Höhen- und Tieflage der Gondeln zwischen den Flächen und ihrer Dezentralität maßgebend. Der vorliegende Einbau in ungefähr Mitte der Zelle ergab günstigste Verhältnisse sowohl für den Schraubenwirkungsgrad, der i. M. 0,60 betragen dürfte, als auch für die Stabilität. Die dezentrale Lage war so klein wie möglich zu halten, um bei einem laufenden Motor ein allzu großes Kursmoment zu vermeiden. Die Gondeln selbst sind verhältnismäßig weit vor der Zelle angeordnet, ein Umstand, der einmal durch Stabilitätsrücksichten bedingt war und ferner für die Wirkungsgrade der Zugschrauben eine wesentliche Verbesserung bringen dürfte. Um einen Überblick über die Leistungsverhältnisse zu gewinnen, wurden die Geschwindigkeitsdaten nach einem Verfahren ähnlich dem Königschen Schubkraftdiagramm ermittelt. Wenn auch mit Rücksicht auf die Begrenzung der Motorenstärke darauf verzichtet wurde, eine Verkehrsmaschine mit zweimotoriger dezentraler Anordnung bei Vollast auch mit einem Motor ohne Höhenverlust auf Geschwindigkeit zu halten, so war doch anzustreben, einen Bestwert zu erreichen. Hierfür war die untere Grenze durch die Abnahmebedingungen festgelegt, in denen verlangt wurde, daß das Flugzeug bei halber zahlender Last in 500 m Höhe einen Aktionsradius von 20 km besitzt. Die Kraftreserve mußte demnach fast 50 vH betragen, was nur durch günstigste aerodynamische Anordnung zu erreichen möglich war. Es ist bekannt, daß der verspannte Doppeldecker hinsichtlich seiner Widerstandszahlen gegenüber einem freitragenden Eindecker vollkommen gleichwertig ist, wenn die schädlichen Widerstände von Verspannungen und Verstrebungen so klein gehalten werden, daß sie das Maß der Verringerung des Profilwiderstandes (dünnes Profil) und induzierten Widerstandes (günstiger Gütegrad k) nicht übersteigen. Die Anwendung von Profildrähten war hierdurch für die Verspannung der Zelle bedingt.

Der Ausgleich des beim Ausfall eines Motors auftretenden Kursmomentes wurde anfänglich durch die Anwendung eines Fächerseitenleitwerks zu erreichen versucht, wobei die beiden links und rechts vom Hauptruder liegenden Hilfsruder im Schraubenstrahl lagen. Die Messung ergab zum Ausgleich des um die Hochachse drehenden Momentes einen notwendigen Seitenruderausschlag von annähernd 12°. Die praktischen Erfahrungen lieferten jedoch ungünstige und verschiedene Steuerwirksamkeit für Steuerbord und Backbordlauf, so daß das Leitwerk jetzt durch ein einziges ausgeglichenes Ruder ohne Flosse ersetzt worden ist. Die Kielung der Maschine ist gegenüber früher allerdings etwas verschlechtert worden, dafür aber die Steuerbarkeit in jeder Lage einwandfrei und ein Kurven gegen das Gier-Moment leicht möglich. Der gleiche Drehsinn der Schrauben dürfte in jedem Fall das Leitwerk ungünstig beeinflussen.

Für die Stabilität war der Ausgleich aller vorkommenden längslastigen Momente unter der Bedingung zu fordern, daß dieses ohne wesentliche Trimmungen durch Lasten



oder Flossenverstellung möglich ist. Die Verhältnisse wurden daher für Gleitflug und Motorflug mit einem und zwei laufenden Propellern eingehend studiert. Für Vollastflug ist statischer Ausgleich bei aerodynamischer Null-Schränkung der Flosse vorhanden, das Leitwerk befindet sich demnach für den Zustand des Horizontalfluges in nichtsteuernder Lage. Für die Abstromneigung konnte aus den Meßkurven ein um fast 25 vH größerer Wert als gerechnet ermittelt werden. Der Schraubenstrahl ruft durch Erhöhung des Staudrucks vor dem Leitwerk ein um 50 vH größeres negatives Moment als beim Gleitflug hervor. Es wird dadurch eine Flossenverstellung beim Übergang zu einem dieser Flugzustände notwendig.

Hauptdaten des Flugzeuges.

Länge	14,6	m
Höhe	4,7	m
Spannweite	19,7	m
Tragflächen	92,0	m²
Höhenleitwerk	11,3	m²
Seitenleitwerk	4,5	m²
Leergewicht	2914,0	kg
Fluggewicht bei Vollast	4610,0	kg
Fluggewicht bei halber zahlender Last	4210,0	kg
Flächenbelastung	50	kg/m²
Leistungsbelastung N-460 PS	10	kg/PS
Flächenleistung	5	PS/m²

Flugleistungen.

Betriebszeit mit Vollast	4	h
Horizontalgeschwindigkeit mit 2 Motoren und Vollast	145	km/h
Horizontalgeschwindigkeit mit halber zahlender Last und einem Motor	110	km/h
Landegeschwindigkeit	95	km/h
Gipfelhöhe mit Vollast	3000	m
Steigzeit auf 1000 m	12	min
» » 2000 m	30	»

Eine einfache Methode zur angenäherten Berechnung der statischen Längsstabilität von Ein- und Doppeldeckern[1]).

Von Th. Bienen, Aachen.

Unter der statischen Stabilität eines Flugzeuges versteht man die Tugend des Flugzeuges, Kräfte und Momente, die es aus seinem Gleichgewichtszustand zu bringen suchen, durch größere entgegengesetzt gerichtete Kräfte und Momente — deren Erzeugung Aufgabe des Leitwerks ist — unwirksam zu machen und sich also mit dem vorgegebenen Gleichgewichtszustand zu bescheiden.

Bei der Betrachtung der statischen Stabilität wird keine Rücksicht darauf genommen, welche Bewegungen des Flugzeuges mit allen ihren Folgen durch diese störenden Größen hervorgerufen werden. Vielmehr ist dies die Aufgabe der dynamischen Stabilitätsberechnung.

Die statische Längsstabilität ist ausführlich in zahlreichen Arbeiten[2]), deren erste in Deutschland H. Reißner 1910 im »Flugsport« veröffentlichte, behandelt worden.

Die genaue Berechnung der statischen Stabilität, besonders des Mehrdeckers, ist nun recht umständlich. Dies macht sich vor allem bemerkbar, wenn man bei der gegenseitigen Beeinflussung der Tragdecks etwaige »Staffelung« und »Schränkung« berücksichtigt. Es fragt sich, ob eine so ausführliche Rechnung überhaupt angebracht ist, wo man andere Einflüsse, die mindestens von derselben Größenordnung sind, mehr oder weniger vernachlässigt.

Um sie zu nennen:

Einfluß des Schraubenstrahls auf Trag- und Leitwerk,

Abweichungen der Profilbeiwerte bei den Modellmessungen und beim tatsächlichen Flugzeug infolge anderer Reynoldsscher Zahlen und der Unterschiede, die zwischen Modell und ausgeführtem Flügel immer vorhanden sind,

Abweichungen von angenommener und tatsächlicher Auftriebsverteilung sowohl auf Ober- und Unterdeck als auch über die Spannweite,

Unterschiede zwischen rechnungsmäßiger und wirklicher Lage des Schwerpunktes,

ungenaue Annahmen über Größe des schädlichen Widerstandes und des Angriffsorts seiner einzelnen Beiträge, besonders bei verschiedenen Anstellwinkeln.

Zum mindesten erscheint es wünschenswert, ein einfaches Verfahren kennenzulernen, mit dessen Hilfe rasch und genügend genau

1. die richtige Schwerpunktlage,
2. die erforderlichen Leitwerkabmessungen,
3. der Verlauf von Flügel- und Leitwerkmoment

berechnet werden können.

Bei der Ableitung werden wir so vorgehen, daß wir zunächst den Doppeldecker — unter Vernachlässigung des Einflusses von Staffelung und Schränkung auf den induzierten Widerstand — durch einen gleichwertigen Eindecker ersetzen, dessen Abmessungen und Lage im Raum sich angenähert in einfacher Weise ermitteln lassen.

Als Momentenbezugspunkt wählen wir dann bei Berechnung des Momentenausgleiches einem Vorschlag von Kármáns folgend, auf dessen Veranlassung wir die nachstehende Berechnungsmethode durchführten, den Schnittpunkt der Profilsehne mit der Projektion der Profilnase auf die Sehne, also den Punkt, auf den auch im allgemeinen die Momentenbeiwerte der Modellmessungen bezogen werden. Dies hat gewisse Vereinfachungen zur Folge, da man die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte nicht auf Normalkraft- und Tangentialkraftbeiwerte in bekannter lästiger Weise umzurechnen braucht, sondern unmittelbar die c_m-Werte der Modellmessung benutzen kann.

Der Doppeldecker wird durch einen Eindecker ersetzt.

Es sei ein Doppeldecker (mit Schränkung und Staffelung) nach Abb. 1 gegeben, und wir suchen einen gleichwertigen Eindecker, dessen Moment

$$M = c_{mE}\, t_E\, F_{ges} \cdot q \quad \ldots \ldots \quad (1)$$

ist, wobei der Momentenbeiwert c_{mE} zu beziehen ist auf den Schnittpunkt der Sehne des gesuchten Eindeckers mit der Projektion der Profilnase auf die Sehne.

Gesucht wird also der jeweilige wirksame Anstellwinkel, x_o und x_u, y_o und y_u (siehe Abb. 1) und die Profiltiefe des gleichwertigen Eindeckers.

Zunächst der wirksame Anstellwinkel. Für unendliches Seitenverhältnis kann man allgemein setzen

$$c_a = c_a'(\alpha)\,(a + \delta),$$

wo $c_a'(\alpha)$ die Ableitung von c_a nach a ist und $(a + \delta)$ die Anblaserichtung gegenüber der $c_a = 0$-Linie bedeutet (siehe Abb. 1). c_a' ist für den normalen Anstellwinkelbereich eine Konstante, weiter unten werden wir darauf noch zurückkommen. Also

$$c_{aE}\, F_{ges}\, q = (c_{ao}\, F_o + c_{au}\, F_u)\, q$$

$$c_a'(\alpha)\, a^* = \frac{c_a'\,(a + \delta - \sigma)\, F_o + c_a'\,(a + \delta + \sigma)\, F_u}{F_{ges}}.$$

[1]) Der nachstehende Aufsatz ist den seminaristischen Übungen in »Flugtechnik« an der Technischen Hochschule Aachen entnommen. Daraus erklärt sich die lehrhafte Darstellungsweise, bei der mehrfach bereits Bekanntes nochmals vorzuführen war.

[2]) Siehe Fuchs-Hopf, »Aerodynamik«, Berlin 1922, Seite 310ff. und Literaturverzeichnis daselbst Seite 459.

Daraus ergibt sich der wirksame Anstellwinkel des gleichwertigen Eindeckers (zunächst noch für unendliches Seitenverhältnis) zu

$$\alpha^* = \alpha + \delta - \sigma \frac{F_o - F_u}{F_o + F_u} \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

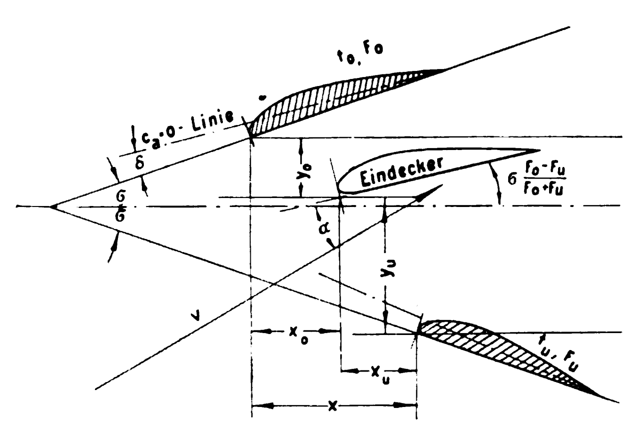


Abb. 1. Der Doppeldecker ersetzt durch einen gleichwertigen Eindecker.

Bei positiver Schränkung um den Winkel σ ist die Profilsehne des gleichwertigen Eindeckers um den Winkel $\sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}$ gegen die Mittellage geneigt. Der Anstellwinkel $(\alpha + \delta)$ ist um diesen Betrag verkleinert; bei negativer Schränkung vergrößert (vorausgesetzt daß $F_o > F_u$).

Die Umrechnung der Modellmessung auf das richtige Seitenverhältnis erfolgt dann in bekannter Weise. Bei günstigster Auftriebsverteilung ergibt sich z. B. für den Anstellwinkel

$$\bar{\alpha} = \alpha_M + \Delta \alpha$$

$$\Delta \alpha = \frac{c_a}{\pi} \left\{ \varkappa \frac{\Sigma F}{b_1^2} - \left(\frac{F}{b^2}\right)_M \right\}.$$

Hierin bedeuten der Zeiger M die betreffenden Werte für die Modellmessung, also $\left(\frac{F}{b^2}\right)_M$ das Seitenverhältnis der Modellmessung, ΣF die Gesamtfläche des Doppeldeckers, b_1 die größte Spannweite, während $\varkappa$ eine Funktion der Verhältnisse Tragdeckabstand zu Spannweite und Spannweite oben zu Spannweite unten und der Auftriebsverteilung ist[1]).

Wir erhalten also endgültig

$$c_a = f\left(\bar{\alpha} - \sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}\right).$$

Ebenso kann man setzen

$$c_{mE} = f\left(\bar{\alpha} - \sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}\right).$$

Die Größe $\sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}$, die den Einfluß der Schränkung wiedergibt, ist im allgemeinen vernachlässigbar klein.

[1]) Siehe »Prandtl«, Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen. II. Lieferung, 1923, S. 13ff. und S. 37ff. (Den »Krümmungseinfluß«, der sich besonders bei verhältnismäßig kleinem Tragdeckabstand bemerkbar macht, kann man bei dieser angenäherten Rechnung vernachlässigen.)

In der gleichen Weise erhält man die Änderung des induzierten Widerstandes nach der bekannten Formel

$$\Delta c_w = \frac{c_a^2}{\pi} \left\{ \varkappa \frac{\Sigma F}{b_1^2} - \left(\frac{F}{b^2}\right)_M \right\}$$

und daraus

$$\bar{c}_w = c_{wM} + \Delta c_w$$

siehe »Prandtl« a. a. O.

Die übrigen Größen ergeben sich bei Vernachlässigung der Schränkung sehr einfach zu

$$\left.\begin{aligned} t_E &= \frac{t_o F_o + t_u F_u}{F_{ges}} \\ x_o &= x \frac{F_u}{F_{ges}} \\ y_o &= y \frac{F_u}{F_{ges}} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Rechnen wir zum Vergleich das Moment des Doppeldeckers und des gleichwertigen Eindeckers, beide bezogen auf die Projektion der Nase des Eindeckers auf die Profilsehne, aus.

Dann ergibt sich (bei Vernachlässigung unbedeutender Glieder)

$$c_{m\,o}\, t_o F_o + c_{m\,u}\, t_u F_u - c_{a\,o} \cos \alpha\, F_o\, x \frac{F_u}{F_{ges}}$$
$$+ c_{a\,u} \cos \alpha\, F_u \frac{x F_o}{F_{ges}}$$
$$= c_{m\,E} (t_o F_o + t_u F_u).$$

Man kann nun schreiben

$$c_m = c_m' (c_a)\, c_a + c_{mp},$$
$$c_a = c_a' (\alpha)\, (\alpha + \delta).$$

Setzt man rechts und links die entsprechenden Werte ein, so ergibt sich

$$c_m'\, c_a' \left[(\alpha + \delta - \sigma)\, t_o F_o + (\alpha + \delta + \sigma)\, t_u F_u\right] +$$
$$+ c_{mp} \left[t_o F_o + t_u F_u\right] + c_a' \cos \alpha \frac{F_o F_u x}{F_{ges}} 2 \sigma$$
$$= \left[c_m'\, c_a' \left(\alpha + \delta - \sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}\right) + c_{mp}\right]$$
$$(t_o F_o + t_u F_u).$$

Man erkennt, daß für $\sigma = 0$ rechte und linke Seite übereinstimmen. Ist $\sigma \neq 0$, so wäre auf der rechten Seite bei Vernachlässigung von höherer Größenordnung kleiner Glieder noch hinzuzufügen

$$2\, c_a'\, \sigma\, x \frac{F_o F_u}{F_{ges}} \cos \alpha,$$

so daß also der Ausdruck für das Moment folgende Form annähme:

$$M = t_E F_E\, q \left(c_{m\,E} + 2\, c_a'\, \sigma \frac{x}{t_E} \frac{F_o F_u}{F_E^2} \cos \alpha\right).$$

Das zweite Glied in der Klammer kann aber, wie man sieht, wenn nicht Schränkung und Staffelung außergewöhnlich große Werte gleichzeitig annehmen, unbedenklich vernachlässigt werden. Dieses Glied ist positiv, wenn Staffelung und Schränkung gleichzeitig positiv oder negativ sind, ruft also dann eine Vergrößerung des Momentes hervor, bei verschiedenen Vorzeichen wird dagegen der Ausdruck negativ.

Berechnung der statischen Stabilität.

Wenden wir uns nunmehr der Berechnung der statischen Stabilität des Eindeckers zu, auf den, wie wir im vorigen Abschnitt zeigten, der Doppeldecker zurückgeführt werden kann.

Zunächst sei die Stabilität beim horizontalen Flug betrachtet.

Abb. 2 stelle das zu untersuchende Flugzeug dar.

Der Koordinatenanfang wird in den Momentenbezugspunkt gelegt, und alle Größen werden nach abwärts und rückwärts positiv gerechnet.

Der Momentenausgleich soll beim Anstellwinkel i vorhanden sein ($\alpha = 0$). Der Winkel α ist bezogen auf die »Mittellinie«, hat hier also eine andere Bedeutung wie weiter oben, wo α den Anstellwinkel der Profilsehne angab.

Es bedeute:

S den Schraubenzug, um den Momentenbezugspunkt am Hebelarm s drehend (S werde parallel der »Mittellinie« angenommen),

G das Gesamtgewicht des Flugzeuges,

r die Rücklage und h die Tieflage des Schwerpunktes,

W die Summe der schädlichen Widerstände am Hebelarm w drehend ($W \cdot w$ werde als unabhängig von a angenommen),

l den Abstand des Auftriebmittels des Leitwerks vom Momentenbezugspunkt,

f die Gesamtleitwerksfläche.

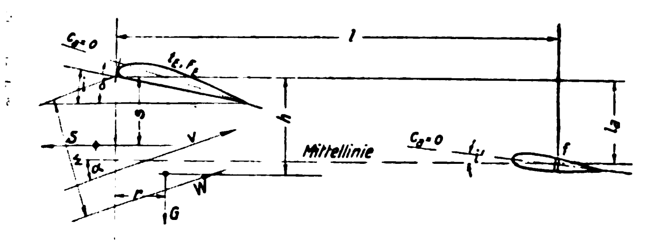


Abb. 2. Skizze der Flugzeugabmessungen und der zur Berechnung erforderlichen Größen.

Dann ist das Gesamtmoment des Flugzeuges, bezogen auf den normalen Momentenbezugspunkt des Profils, gleich

$$M = q\,F\,t\left\{c_m - c_{w\,ges}\frac{s}{t}\frac{1}{\cos a} - c_a\frac{r\cos a - h\sin a}{t} + c_{ws}\frac{w}{t} + \frac{l}{t}\frac{f}{F}c_{n\,l}\left(\cos a - \frac{l_a}{l}\sin a\right)\right\} \quad \ldots . (4)$$

In dieser Formel stellen dar

c_m den Beitrag des Flügels,

$c_{w\,ges}\frac{s}{t}\frac{1}{\cos a}$ den Beitrag des Schraubenzugs (unbeschleunigter Flug),

$c_a\frac{r\cos a - h\sin a}{t}$ den Beitrag des Gesamtgewichts, im Schwerpunkt des Flugzeuges wirkend,

$c_{ws}\frac{w}{t}$ den Beitrag des schädlichen Widerstandes, der, wie erwähnt, unabhängig vom Anstellwinkel angenommen wird,

$\frac{l}{t}\frac{f}{F}c_{n\,l}\left(\cos a - \frac{l_a}{l}\sin a\right)$ den Beitrag des Leitwerks ($c_{n\,l} \cdot f$ = Normalkraftbeiwert mal Fläche des Leitwerkes).

Wir formen nun zunächst den Ausdruck für das Leitwerk um und berechnen den Einstellwinkel i' (siehe Abb. 2) derart, daß für $a = 0$ (also für den ausgeglichenen Flugzustand) das Leitwerkmoment verschwindet.

Zunächst können wir $\frac{l_a}{l}\sin a$ vernachlässigen gegen $\cos a$.

Weiterhin ist angenähert

$$c_{n\,l} = c_{a\,l}\cos a = c_a'{}_{(a)}\,(a + i' + \Delta\,a_F)\cos a.$$

c_a' ist für den vorkommenden Anstellwinkelbereich eine Konstante. Und zwar kann man, wie die Versuchsergebnisse zeigen, mit genügender Genauigkeit schreiben

$$c_a'(a) = \frac{5{,}25}{1 + 1{,}67\,\frac{F}{b^2}} \quad \ldots\ldots . (5)$$

$\Delta\,a_F$ ist der durch den Abwind des Tragwerks am Ort des Leitwerks hervorgerufene Abwindwinkel; er ist gleich

$$\Delta\,a_F \cong -\frac{2}{\pi}\left(\frac{F}{b^2}\right)_F c_a\,{}^{1)}$$
$$= -\frac{2}{\pi}\left(\frac{F}{b^2}\right)_F c_a'{}_F\,(a + \delta).$$

Der Zeiger F soll andeuten, daß das Seitenverhältnis des Tragwerks gemeint ist.

Wenn das Flugzeug für δ (Abb. 2) ausgeglichen sein soll, so wird demnach bei symmetrischem Leitwerkprofil

$$i' = \frac{2}{\pi}\left(\frac{F}{b^2}\right)_F c_a'{}_F\,\delta \quad \ldots\ldots . (6)$$

Wir setzen ein und erhalten:

$$c_{n\,l} = c_a'{}_l\,a\cos a\left[1 - \frac{2}{\pi}\left(\frac{F}{b^2}\right)_F c_a'{}_F\right],$$
$$= c_a'{}_l\,a\cos a\left(1 - \bar{c}_a'{}_F\right) \quad \ldots\ldots . (7)$$

Hierin ist, um es nochmals zu wiederholen,

$$c_a'{}_l = \frac{5{,}25}{1 + 1{,}67\left(\frac{f}{b^2}\right)_l};\quad \bar{c}_a'{}_F = \frac{2}{\pi}\left(\frac{F}{b^2}\right)_F\frac{5{,}25}{1 + 1{,}67\left(\frac{F}{b^2}\right)_F} \quad (5a)$$

Und die Zeiger l und F beziehen sich auf das Leitwerk bzw. die Tragfläche.

Es ergibt sich demnach:

$$\frac{M}{q\,F\,t} = c_m - c_{w\,ges}\frac{s}{t}\frac{1}{\cos a} - c_a\frac{r\cos a - h\sin a}{t} + c_{ws}\frac{w}{t} + \frac{l}{t}\frac{f}{F}c_a'{}_l\,a\left(1 - \bar{c}_a'{}_F\right)\cos^2 a \quad \ldots\ldots (4a)$$

Die Ausdrücke auf der rechten Seite bedeuten der Reihe nach:

den Momentenbeiwert des Tragwerks,
» » » Schraubenzuges,
» » hervorgerufen durch das Gewicht des Flugzeuges,
» » des schädlichen Widerstandes,
» » » Leitwerks.

Die Momentenbeiwerte des Schraubenzuges und des schädlichen Widerstandes sind im allgemeinen bedeutungslos.

Das Flugzeug soll ausgeglichen sein für den Anstellwinkel i (s. Abb. 2), also für $a = 0$.

Für diesen Fall erhält man

$$\frac{M}{q\,F\,t} = c_m - c_{w\,ges}\frac{s}{t} - c_a\frac{r}{t} + c_{ws}\frac{w}{t} = 0.$$

Hieraus ergibt sich die Beziehung für die erforderliche **Rücklage des Schwerpunktes** zu

$$\frac{r}{t} = \frac{c_{m0} - c_{w\,ges\,0}\frac{s}{t} + c_{ws}\frac{w}{t}}{c_{a0}}, \quad \ldots . (8)$$

wobei die Werte c_{m0}, $c_{w\,ges\,0}$, c_{a0} für den betreffenden Anstellwinkel i ($a = 0$) einzusetzen sind.

Es sind nun alle Größen zur Berechnung des Momentenverlaufs bekannt bis auf das Produkt $l \cdot f$ für das Leitwerkmoment.

Um dies zu ermitteln, berechnet man die Summe der übrigen Momentenbeiwerte und zeichnet sie in Abhängigkeit von a bzw. c_a auf; $l \cdot f$ ist dann so zu bestimmen, daß je nach dem Grade der gewünschten Stabilität der Mo-

[1]) Dieser Abwindwinkel entsteht bei elliptischer Auftriebsverteilung infolge der abgehenden Wirbel, während der unbedeutendere Einfluß des tragenden Wirbels, außerdem der Einfluß der Verformung (Aufrollung) des Wirbelbandes, die namentlich bei großen c_a-Werten eintritt, vernachlässigt wurde. Siehe: Fuchs-Hopf a. a. O. Seite 145 und besonders H. B. Helmbold »Über die Berechnung des Abwindes hinter einem rechteckigen Flügel«. ZFM 1925, S. 291. Unsere Formel stellt, abgesehen von der Nichtberücksichtigung des tragenden Wirbels, eine obere Grenze für den Abwindwinkel dar; sie ist für praktische Zwecke genügend genau.

mentenbeiwert des Leitwerks bei dem betreffenden a bzw. c_a gleich oder größer ist als das größte vorkommende Flügel- usw. Moment.

Es sei darauf aufmerksam gemacht, daß s und h vom Momentenbezugspunkt nach abwärts positiv gerechnet sind (s. Abb. 2), beim Doppel- und Tiefdecker daher teilweise negativ auftreten. Man erkennt, daß die bei einigen Profilen (z. B. bei solchen mit scharf heruntergezogener spitzer Nase) mit großen Widerstandsbeiwerten verbundenen kleinen Anstellwinkel für Tiefdecker gefährlich werden können, wenn nicht ein genügend großes Leitwerk vorgesehen ist.

Für steilen Gleitflug bei abgestelltem Motor bedarf unsere Formel noch einer Ergänzung. Man kann in diesem Falle das Gewicht des Flugzeuges zerlegen in je eine Teilkraft in Richtung des Auftriebes und des Widerstandes (s. Abb. 3). Beim unbeschleunigten Flug sind diese Teil-

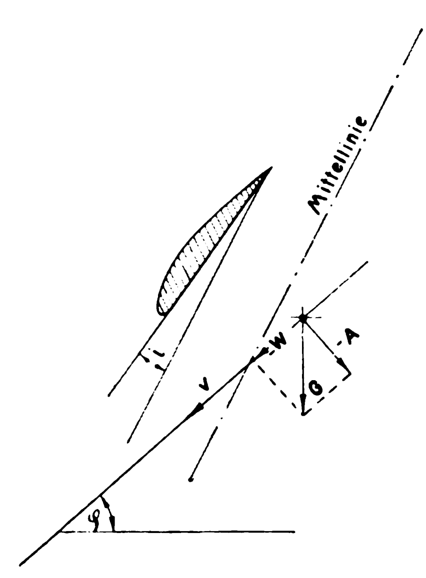


Abb. 3. Flugzeug im steilen Gleitflug.

kräfte gleich Auftrieb bzw. Widerstand, aber entgegengesetzt gerichtet. In Gleichung (4a) für das Gesamtmoment ist dann der Ausdruck

$$c_{w\,ges}\frac{s}{t}\,\frac{1}{\cos a}$$

zu ersetzen durch

$$c_{w\,ges}\frac{r\sin a+h\cos a}{t};$$

man muß daher nachprüfen, ob

$$\frac{s}{t\cos a}\gtrless\frac{r}{t}\sin a+\frac{h}{t}\cos a.$$

Die Momentenformel würde dann lauten:

$$\frac{M}{qFt}=c_m-c_{w\,ges}\frac{r\sin a+h\cos a}{t}-c_a\frac{r\cos a-h\sin a}{t}$$
$$+c_{ws}\frac{w}{t}+\frac{l}{t}\,\frac{f}{F}\,c_{a\,l}'\,a\left(1-\bar{c}_{a\,F}'\right)\cos^2 a \quad . \; . \; . \; . \quad (4\text{b})$$

Die Angelegenheit ist aber praktisch bedeutungslos, da im allgemeinen der durch den Widerstand hervorgerufene Beitrag zum Moment gegenüber den übrigen Größen klein und außerdem $\frac{s}{\cos a}$ wohl kaum kleiner ist als $r\sin a+h\cos a$.

Übrigens gilt die letzte Gleichung (4b) auch für das motorlose Flugzeug.

Die Beziehung für die erforderliche Rücklage beim motorlosen Flugzeug erhält man, wenn wie früher a gleich 0 gesetzt wird. Es ergibt sich dann:

$$\frac{r}{t}=\frac{c_{m\,0}-c_{w\,ges\,0}\frac{h}{t}+c_{ws}\frac{w}{t}}{c_{a\,0}} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (8\text{a})$$

Zum Schluß wollen wir noch eine einfache Formel zur überschlägigen Berechnung der Leitwerkabmessungen ableiten.

Wir schreiben zu diesem Zweck die Gleichung für den Momentenausgleich in nachstehender Form:

$$\frac{M}{qFt}=c_m'(c_a)\,c_a'(\alpha)\,(a+\delta)+c_{m\,p}-\left(\frac{c_a^2F}{\pi b^2}+c_{ws}\right)\frac{s}{t}-$$
$$-c_a'(\alpha)\,(a+\delta)\left(\frac{r}{t}+a\frac{h}{t}\right)+\frac{l}{t}\,\frac{f}{F}\,c_{a\,l}'\,a\left(1-\bar{c}_{a\,F}'\right), \quad . \quad (9)$$

wo wir also sin a und cos a entwickeln und die Glieder mit höheren Potenzen von a vernachlässigen.

Die Bedingung für die Stabilität lautet nun:

$$\frac{\partial M}{\partial a}>0 \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

oder mit Worten ausgedrückt, wenn Stabilität herrschen soll, so muß bei wachsendem Winkel a ein stärker wachsendes positives (also kopflastiges) Moment auftreten, umgekehrt bei negativ werdendem Winkel a ein in größerem Maße fallendes, negatives (also schwanzlastiges) Moment. Oder kürzer gesagt, bei Störungen aus der Gleichgewichtslage muß ein rückdrehendes Moment auftreten.

Wir differenzieren Gleichung (9) nach a und erhalten

$$\frac{\partial}{\partial a}\left(\frac{M}{qFt}\right)=c_a'\left[c_m'-\frac{r}{t}-\frac{2\,c_aF}{\pi b^2}\,\frac{s}{t}+\frac{h}{t}\,(2\,a+\delta)\right]$$
$$+\frac{lf}{tF}\,c_{a\,l}'\left(1-\bar{c}_{a\,F}'\right)\geqq 0.$$

Vernachlässigen wir nun die mit $\frac{s}{t}$ und $\frac{h}{t}$ vervielfachten Glieder und schreiben außerdem näherungsweise für $\frac{r}{t}$ den Ausdruck $\frac{c_{m\,0}}{c_{a\,0}}$ (s. Gl. (8)), so erhalten wir schließlich

$$\frac{l}{t}\,\frac{f}{F}\geqq\frac{c_{a\,F}'\left(\frac{c_{m\,0}}{c_{a\,0}}-c_m'(c_a)\right)}{c_{a\,l}'\left(1-\bar{c}_{a\,F}'\right)} \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (11)$$

Ein Beispiel.

Wir hielten es nun doch bei den so häufig von uns gemachten Vernachlässigungen für unsere Pflicht, an einem Zahlenbeispiel die Unterschiede, die sich gegenüber der genauen Rechnungsvorschrift ergeben, nachzuprüfen.

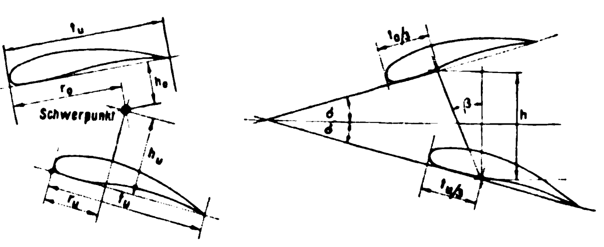


Abb. 4. Schematische Darstellung der Tragwerkabmessungen.

Wir wählten zu diesem Zweck das von der D.V.L. herausgegebene Musterbeispiel. Die Abmessungen des betreffenden Doppeldeckers sind durch Abb. 4 bzw. die nachstehenden Zahlenangaben wiedergegeben.

	Oberflügel	Unterflügel
Fläche	$F_o = 19{,}2$	$F_u = 18{,}0$ m²
Spannweite . . .	$b_o = 12{,}0$	$b_u = 12{,}0$ m
mittlere Tiefe . .	$t_o = 1{,}6$	$t_u = 1{,}5$ m
Profil	Gött. 398	Gött. 398
Rücklage	$r_o = 0{,}82$	$r_u = 0{,}24$ m
Tieflage	$h_o = 0{,}93$	$h_u = 0{,}67$ m

Schränkung	σ =	1°
Staffelung	β =	20°
Flügelabstand	h =	1,6 m
Höhenleitwerk:		
Gesamtfläche	f =	3,8 m²
Spannweite	b_H =	3,74 m
Tiefe	t_H =	0,95 m
Abstand des Schwerpunktes von der Ruderachse	l =	4,44 m
Einstellwinkel des Höhenleitwerks gegen die Mittellinie der Flügelsehnen	ϱ =	0,4°
Beiwert des schädl. Widerstandes	c_{ws} =	0,02
Hebelarm des schädl. Widerstandes	=	0,15 m
Höhe der Schraubenachse über dem Schwerpunkt	=	0,2 m

Das Tragwerk ist ausgeglichen bei einem Anstellwinkel von 4,5° und $c_a = 0{,}77$. Berechnet man nach den oben gegebenen Formeln die Lage des gleichwertigen Eindeckers, so ergibt sich der Abstand der Profilnase vom Schwerpunkt — so wie er durch obige Angaben festgelegt ist — durch

eine Rücklage . . . . $r = 0{,}553$ m
und Tieflage . . . . $h = 0{,}150$ m.

Nach der von uns gegebenen Gleichung (8) wäre eine Rücklage $r = 0{,}558$ m erforderlich.

Der Einstellwinkel des Leitwerks gegen die Mittellinie der Flügelsehne ergibt sich nach Gleichung (6) zu $\varrho = 0{,}6^0$ (gegen 0,4°).

In Abb. 5 ist die Polare des Flugzeuges einmal genau[1]), einmal angenähert ohne Berücksichtigung der Staffelung und Schränkung bei der gegenseitigen Beeinflussung aufgezeichnet.

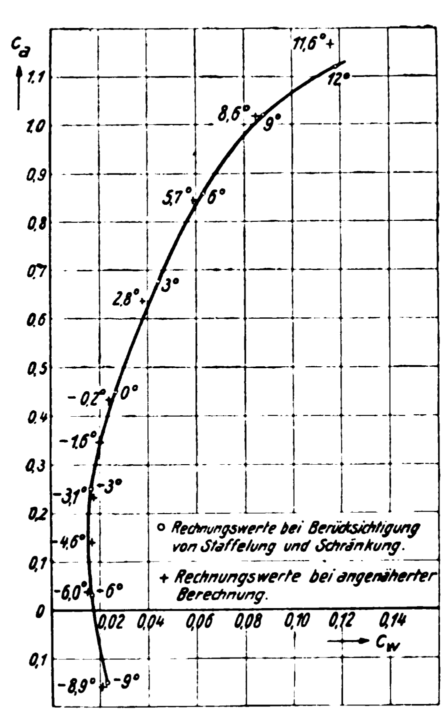


Abb. 5. Verlauf der Polare des Doppeldeckers bei genauer und angenäherter Rechnung.

Schließlich enthält Abb. 6 den Verlauf der Momentenkurven, nach der genauen und angenäherten Methode berechnet.

Die Momentenkurven verlaufen natürlich verschieden, denn die eine ist ja auf die Nase des gleichwertigen Eindeckers, die andere auf den Schwerpunkt des Flugzeuges bezogen. Im übrigen wird das Flügelmoment in beiden Fällen bei fast dem gleichen Anstellwinkel zu 0.

Auf Grund der angestellten Überlegungen und des Beispiels glaube ich nicht zuviel zu sagen, wenn ich behaupte,

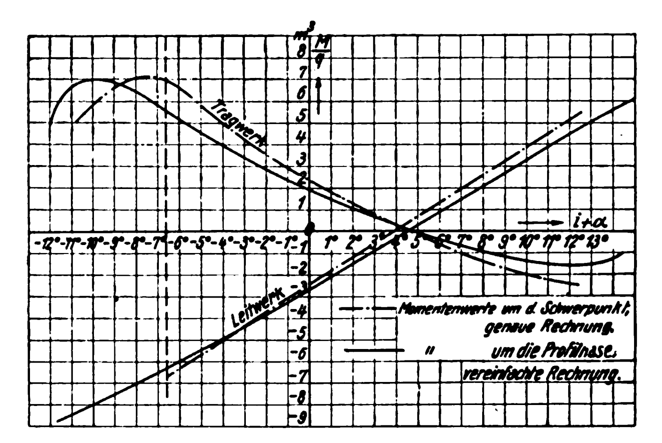


Abb. 6. Verlauf der Momentenkurven.

daß die vorgeführte einfache Berechnungsmethode für die Praxis vollkommen genügt. Die Abweichungen gegenüber der genaueren Berechnungsmethode liegen innerhalb der Grenzen, die schon durch die Ungenauigkeiten beim Rechnen mit dem Rechenschieber gegeben sind.

Zusammenfassung:

Fassen wir das Ergebnis nochmals kurz zusammen, so können wir folgendes sagen:

Der geschränkte und gestaffelte Doppeldecker läßt sich angenähert durch einen Eindecker ersetzen, dessen Seitenverhältnis in bekannter Weise durch $\varkappa \frac{\Sigma F}{b_1^2}$ gegeben ist.

Das Moment dieses Eindeckers ist gleich

$$M = c_{mE}\, t_E\, F_{ges}\, q \quad \text{. . . . . (1)}$$

Hierin bedeutet c_{mE} den Momentenbeiwert des betreffenden Profils umgerechnet auf obiges Seitenverhältnis,

$$t_E = \frac{t_o F_o + t_u F_u}{F_{ges}} \quad \text{. . . . . (3)}$$

Das Profil erscheint bei positiver Staffelung (σ) gegen die Mittellinie (s. Abb. 1) negativ angestellt mit dem Winkel

$$\sigma \frac{F_o - F_u}{F_{ges}}, \quad \text{. . . . . (2)}$$

während die Rück- und Höhenlage des gleichwertigen Eindeckers mit den Bezeichnungen der Abb. 1 gegeben ist durch die Beziehungen

$$\left.\begin{aligned} x_o &= x \frac{F_u}{F_{ges}} \\ y_o &= y \frac{F_u}{F_{ges}} \end{aligned}\right\} \quad \text{. . . . . (3)}$$

Der Verlauf des Gesamtmomentes für ein Flugzeug ist gegeben durch die Gleichung

$$\frac{M}{q F t} = c_m - c_{w\,ges} \frac{s}{t \cos \alpha} - c_a \frac{r \cos \alpha - h \sin \alpha}{t} + c_{w\,s} \frac{w}{t}$$
$$+ \frac{l}{t} \frac{f}{F} c_a{}'_l\, \alpha \left(1 - \bar{c}_a{}'_F\right) \cos^2 \alpha \quad \text{. . . . . (4b)}$$

Das letzte Glied auf der rechten Seite ist der Beiwert des Leitwerkmomentes, und hierin ist

$$c_a{}'_l = \frac{5{,}25}{1 + 1{,}67 \left(\frac{f}{b^2}\right)_l} \quad \text{. . . . . (5)}$$

$$\bar{c}_a{}'_F = \frac{2}{\pi} \left(\frac{F}{b^2}\right)_F \frac{5{,}25}{1 + 1{,}67 \left(\frac{F}{b^2}\right)_F} \quad \text{. . . . . (5a)}$$

[1]) Der »Krümmungseinfluß« (siehe Fußnote S. 300) ist auch hier vernachlässigt.

Die Rücklage des Schwerpunktes ist gegeben durch die Gleichungen

$$\frac{r}{t} = \frac{c_{m\,0} - c_{w\,\mathrm{ges}\,0}\,\frac{s}{t} + c_{w\,s}\,\frac{w}{t}}{c_{a\,0}} \quad \text{(Motorflugzeug)} \quad \ldots\ldots \quad (8)$$

und

$$\frac{r}{t} = \frac{c_{m\,0} - c_{w\,\mathrm{ges}}\,\frac{h}{t} + c_{w\,s}\,\frac{w}{t}}{c_{a0}} \quad \text{(motorloses Flugzeug)} \quad . \quad (8a)$$

Aus der Stabilitätsbedingung erhält man für die Größe des Leitwerks angenähert die Formel

$$\frac{l\,f}{t\,F} \geqq \frac{c_a{}'_F\left(\frac{c_{m\,0}}{c_{a\,0}} - c_m{}'_{(c_a)}\right)}{c_a{}'_l\left(1 - \bar{c}_a{}'_F\right)} \quad \ldots\ldots \quad (11)$$

Nachtrag.

Professor v. Kármán machte mich darauf aufmerksam, wie man in folgender Weise den Einfluß der Staffelung auf die Stabilität berücksichtigen kann.

Da der Einfluß nur gering ist, wollen wir uns mit einer angenäherten Berechnung begnügen und der Ableitung die Annahme zugrunde legen, daß Ober- und Untertragdeck nicht zu sehr voneinander verschieden sind, sowohl hinsichtlich ihrer Abmessungen als auch der Anströmungsverhältnisse, denen sie unterworfen sind.

Wir betrachten den Einfluß des unteren tragenden Wirbels auf den oberen.

Die Zirkulation des unteren Wirbels ergibt sich aus der Beziehung

$$\frac{\gamma}{g}\,\Gamma_u\,v\,b_u = \gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,c_{a\,u}\,F_u$$

zu

$$\Gamma_u = \frac{c_{a\,u}}{2}\,v\,\frac{F_u}{b_u}\,.$$

Ein Wirbel von der Stärke Γ erzeugt im Abstand r eine senkrecht zum Radiusvektor gerichtete Geschwindigkeit von der Größe

$$\Delta\,v = \frac{\Gamma}{2\,\pi\,r}\,.$$

In unserem Falle ergibt sich für den oberen Flügel folgende zusätzliche Geschwindigkeit infolge der Zirkulation um den unteren Tragflügel:

$$\Delta\,v_{o\,u} = \frac{\Gamma_u}{2\,\pi\,r} = \frac{c_{a\,u}}{4\,\pi}\,\frac{F_u}{b_u}\,\frac{v}{r}\,.$$

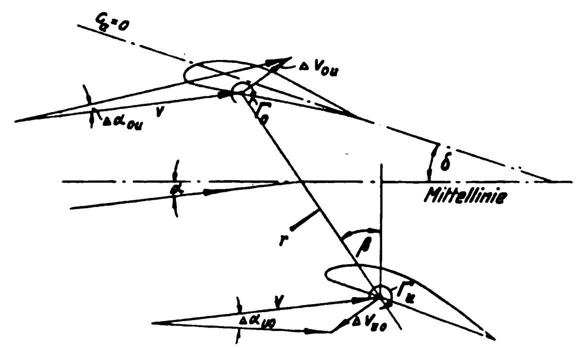


Abb. 7. Einfluß der Staffelung auf den wirksamen Anblasewinkel.

Infolge dieser zusätzlichen Geschwindigkeit erfährt der obere Tragflügel bei einer positiven Staffelung der Flügel um den Winkel β (s. Abb. 7) eine Änderung des Anblasewinkels, die näherungsweise gleich ist

$$\Delta\,\alpha_{o\,u} = \frac{\Delta\,v_{o\,u}\sin(\beta - \alpha)}{v}\,.$$

Sieht man von der Vergrößerung der Anblasegeschwindigkeit ab, so erhält man infolge der Änderung des Anblasewinkels folgende Vergrößerung des Auftriebs für den oberen Tragflügel:

$$\Delta\,A_{o\,u} = \Delta\,\alpha_{o\,u}\,c_a{}'\,\gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,F_o\sin(\beta - \alpha)$$

$$= \frac{c_{a\,u}}{4\,\pi}\,\frac{F_u}{b_u}\,\frac{1}{r}\,c_a{}'\,\gamma\,\frac{v^2}{2\,\gamma}\,F_o\sin(\beta - \alpha).$$

Für das untere Tragdeck erhält man eine Verkleinerung des Auftriebs um den Betrag

$$\Delta\,A_{u\,o} = \frac{c_{a\,o}}{4\,\pi}\,\frac{F_o}{b_o}\,\frac{1}{r}\,c_a{}'\,\gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,F_u\sin(\beta - \alpha).$$

Unter den eingangs gemachten Voraussetzungen können wir nun annehmen, daß der Gesamtauftrieb sich nicht ändert, daß ferner

$$\Delta\,A_{o\,u} = -\,\Delta\,A_{uo}$$

oder daß

$$\Delta\,A = \frac{c_a}{4\,\pi}\,\frac{t}{r}\,c_a{}'\,\gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,F\sin(\beta - \alpha),$$

wo also t die Tiefe und F die Fläche eines Tragdecks bedeuten.

Infolge der Auftriebsverschiebung tritt aber bei positiven Anblasewinkeln ein schwanzlastiges Moment auf von der Größe

$$\Delta\,M = -\,\Delta\,A\,r\sin(\beta - \alpha)$$

$$= -\,\frac{c_a}{4\,\pi}\,t\,c_a{}'\,\gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,F\sin^2(\beta - \alpha).$$

Der entsprechende Momentenbeiwert ist

$$\Delta\,c_m = \frac{\Delta\,M}{\gamma\,\frac{v^2}{2\,g}\,t_g\,F_{\mathrm{ges}}} = -\,\frac{c_a}{8\,\pi}\,c_a{}'\sin^2(\beta - \alpha).$$

Man kann den Winkel $(\beta - \alpha)$ als den wirksamen Staffelungswinkel bezeichnen. Wenn der Anblasewinkel gleich dem Staffelungswinkel ist, verschwindet der Staffelungseinfluß; außerdem verschwindet er, wenn der Auftrieb zu Null wird. Einen Größtwert erreicht der Beiwert bei

$$\alpha \cong \frac{1}{3}\,(\beta - 2\,\delta).$$

δ ist hier wieder der Winkel zwischen der $c_a = 0$- und der Mittellinie (s. Abb. 7).

In Abb. 8 haben wir den Verlauf des zusätzlichen Momentenbeiwerts in Abhängigkeit vom Anblasewinkel $(\alpha + \delta)$ aufgetragen, und zwar für das Göttinger Profil 426 bei Staffelung 0°, + 20°, — 20°.

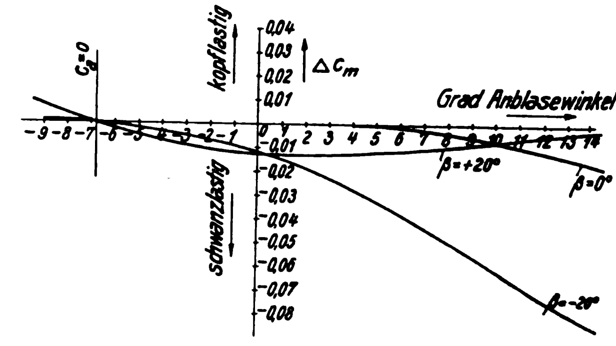


Abb. 8. Verlauf des durch verschiedene Staffelungswinkel hervorgerufenen zusätzlichen Momentenbeiwertes.

Wie man sieht, ist der Einfluß im allgemeinen verschwindend gering; auch die bei negativer Staffelung, die übrigens sehr selten vorkommt, bei großen Anblasewinkeln auftretenden schwanzlastigen Momentenbeiwerte sind gegenüber denen des Einzelflügels klein.

Wir werden nachstehend die für die Stabilitätsberechnung notwendigen Beziehungen in der genaueren Form angeben.

Zunächst erhalten wir für das Flügelmoment des Doppeldeckers

$$M = \gamma \frac{v^2}{2g} t_E F_{ges} \left[c_{mE} + 2 c_a' \sigma \frac{x}{t_E} \frac{F_0 F_u}{F_{ges}^2} \cos \bar{\alpha} - \frac{c_a c_a'}{8\pi} \sin^2 (\beta - \alpha) \right] \quad . . . . (12)$$

Das zweite Glied in der Klammer rührt von der Staffelung und Schränkung her; da man $\cos \bar{\alpha}$ angenähert gleich 1 setzen kann, ruft dieses Glied nur eine Parallelverschiebung des c_m-Wertes hervor. Der dritte Ausdruck ist lediglich eine Folge der Staffelung.

In unserer weiter oben abgeleiteten Momentenformel (etwa Gl. 4a) wäre also an Stelle von c_m der Klammerausdruck aus Gleichung (12) zu setzen.

Zur Ermittlung der genaueren Schwerpunktlage schreiben wir

$$\Delta c_m = \frac{c_a'^2}{8\pi} (\alpha + \delta) \sin^2 (\beta - \alpha).$$

Hierin bedeuten, um es nochmals klarzustellen, α den Winkel zwischen Anblaserichtung und »Mittellinie« (Abb. 2 und 7), δ den Winkel zwischen »Mittellinie« und der $c_a = 0$-Linie, β den Staffelungswinkel (bezogen auf die Senkrechte zur »Mittellinie«).

Es ergibt sich dann entsprechend Gleichung (8) für die Schwerpunktlage

$$\frac{r}{t} = \frac{c_{m0} + 2 c_a' \sigma \frac{x}{t_E} \frac{F_0 F_u}{F_{ges}^2} - \frac{c_a'^2}{8\pi} \delta \sin^2 \beta - c_{w\,ges} \frac{s}{t} + c_{ws} \frac{s}{t}}{c_{a0}} \quad . . . . (13)$$

---

2. Bericht über die Arbeiten des Fachnormenausschusses für Luftfahrt.

(Einspruchsfrist bis 15. Aug. 1926.)

Am 9. April ds. Js. fand die zweite Sitzung des Fachnormenausschusses für Luftfahrt (Falu) statt, deren Ergebnisse hier der Fachwelt zur Stellungnahme vorgelegt werden.

A. Fortsetzung schon besprochener Fragen

(ZFM vom 14. Januar 1926).

1. Auswahl der allgemeinen Dinormen.

Die DVL legte den auf Grund von Rundfragen aufgestellten 1. Entwurf eines Normblattes »DIN-Auswahl« vor. Es behandelt diejenigen allgemeinen Dinormen, die für Luftfahrzeuge, teils unverändert, teils als vorläufige Richtlinie, anzuwenden sind. Es wird zur Erleichterung des laufenden Ersatzes zunächst nur im Schreibmaschinentext vervielfältigt. Nach Klärung der »Gewinde« und »Passungen« werden diese schon jetzt fast 100 Stück betragenden Dinormen noch beträchtlich vermehrt werden. Das Blatt wird in der nächsten Sitzung nochmals besprochen.

2. Bewegungsrichtungen bei Luftfahrzeugen, Steuer von Flugzeugen.

Es wurden an dem veröffentlichten Entwurf noch folgende Änderungen vorgenommen. An Stelle der Flugbahn wird die Drehung des Flugzeuges um seine Achsen angegeben, in den Abbildungen die Vorderansicht durch die Hinteransicht des Flugzeuges ersetzt. Endlich werden die zugehörigen Ruderausschläge angegeben. Das Blatt wird in der nächsten Sitzung verabschiedet.

Deutsche Industrie-Normen.

Bewegungsrichtungen an Flugzeugen **Motorbedienhebel**	Noch nicht endgültig Luftfahrt	**DIN** Entwurf 3 *E L 7*

			Gashebel	Zündhebel	Lüpfhebel
Einbau			In leichter Bedienbarkeit an 1. Stelle zu setzen	In leichter Bedienbarkeit an 2. Stelle zu setzen	Bediengestänge zweckmäßig
Lage zum Führersitz			links	links	möglichst rechts
Lage von Gas- und Zündhebel zueinander (falls je 1 Hebel)	In Richtung des Flugzeugs	Längsachse	dahinter	davor	—
		Querachse	rechts	links	
		Hochachse	darüber	darunter	
Bewegungsrichtung	nach vorn		gasgeben	frühzünden	lüpfen
	nach hinten		drosseln	spätzünden	entlüpfen
	nach links		—	—	lüpfen
	nach rechts		—	—	entlüpfen
Schild	Je 1 Hebel für Gas und Zündung		Gas ZU AUF	Zündung SPÄT FRÜH	Lüpfen BETRIEB ANLASS
	1 Hebel für Gas und Zündung zugleich		ZU Gas AUF spät Zündung früh		

Bei Flugzeugen mit mehreren Führersitzen muß die Motoranlage von jedem Führersitze aus bedienbar sein.

1. Mai 1926. Fachnormenausschuß für Luftfahrt.



3. Holzschrauben für die Luftfahrt.

Die bisher vorgeschlagenen Längen 13, 17, 22, die allerdings eine gleichmäßigere Stufung ergaben, wurden durch die bei Holzschrauben aus weniger handelsüblichem Werkstoff häufigeren Längen 15, 20, 25 ersetzt. Die Länge 90 wurde in 100 geändert und der Durchmesser 7 eingeklammert. Die Werkstoffangabe soll zunächst lauten: Messing, metallisch gegen Rost und Korrosion geschützter Flußstahl, Leichtmetall. Wenn keine Äußerungen mehr erfolgen, wird der Druck dieser im übrigen DIN 95 bis 97 entsprechenden Fachnormen erfolgen.

4. Kennfarben für Leitungen in Luftfahrzeugen.

Für Rohrleitungen wurden folgende Grundfarben angenommen: blau Luft, Wasser grün, Schmierstoff braun, Brennstoff weiß, Auspuff schwarz, Gefahrenschutz rot. Im übrigen soll DIN 2403 gelten. Für elektrische Leitungen soll zunächst DIN VDE 705 gelten; die noch wünschenswerte Hervorhebung gefährlicher Leitungen durch Grundfarben hat sich als schwer durchführbar herausgestellt[1]). Es ist notwendig, zunächst diese vorläufige Regelung vorzunehmen und zugleich spätere internationale Vereinbarung zu beantragen. Dabei sind auch Kennzeichnungen für die verschiedenen Leitungsstränge festzulegen.

5. Stahlrohre für die Luftfahrt.

Der Unterausschuß für Stahlrohre wurde etwas erweitert und soll in Kürze zusammentreten.

B. Behandlung noch nicht besprochener Fragen.

6. Bewegungsrichtungen bei Luftfahrzeugen, Motorbedienungshebel von Flugzeugen.

Sofern keine Änderungsvorschläge eingehen, wird der nachstehende Entwurf in der nächsten Sitzung verabschiedet.

7. Bewegungsrichtungen bei Luftfahrzeugen, Koordinatensysteme.

Diese Arbeiten, die sich auf einheitliche Begriffsfestlegungen für erdfestes, flugzeugfestes und flugbahnfestes Koordinatensystem, Momente und Ruderausschläge beziehen, sollen zunächst noch durch Rundschreiben an einen erweiterten Kreis von Mitarbeitern geklärt werden.

8. Drahtseile für die Luftfahrt.

Zur Bearbeitung dieser bereits seit längerer Zeit in Angriff genommenen Frage wurde der dritte Unterausschuß (C) eingesetzt.

Buchbesprechungen.

Riesenflugzeuge. Unter Mitwirkung von W. G. Noack und A. R. Weyl bearbeitet von E. Offermann. 1927. Berlin W 62. Verlag Richard Carl Schmidt & Co. Handbuch der Flugzeugkunde, herausgegeben von F. Wagenführ, Band IV. Lex. 8°. XII und 518 S. mit 737 Abb. im Text und 3 Tafeln. Preis in Ganzleinen rd. M. 45.

Im Bau von Verkehrsflugzeugen hat man schon lange erkannt, daß es für die großen Fernluftlinien vorteilhaft und notwendig ist, die Flugzeuge bis an die Grenze der Wirtschaftlichkeit zu vergrößern. Nach dem Abschluß der Pariser Vereinbarungen vom Mai 1926 darf auch Deutschland, dessen Handelsluftfahrt bisher gehemmt war, an dieser Entwicklung teilnehmen.

Da erscheint das Werk über Riesenflugzeuge, der 4. Band des technisch-wissenschaftlichen Vermächtnisses unserer Kriegsfliegerei, das Handbuch der Flugzeugkunde von Wagenführ, gerade im rechten Augenblick. Zwar ist es uns nach wie vor nicht erlaubt, Kriegsflugzeuge zu bauen, auch sind die technischen Unterschiede zwischen Kampf- und Verkehrsluftfahrzeugen sehr bedeutend. Doch vermag der Ingenieur, der Forschende und der Schaffende, der Lehrende und der Lernende, eine Fülle von Erfahrungen und Anregungen auf sein friedliches Arbeitsgebiet zu übertragen.

Der Name des Verfassers, Erich Offermann, der vor 20 Jahren seine ersten Gleitflüge machte, späterhin an der Entwicklung der Riesenflugzeuge tätigen Anteil nahm und auch als Schriftsteller einen Namen hat, bürgt für die Gediegenheit ebenso wie die Persönlichkeit der beiden Mitarbeiter, von denen W. G. Noack an der Entwicklung der Maschinenanlage für Riesenflugzeuge führenden Anteil nahm und A. R. Weyl als Fachschriftsteller mit klarem technischen Blick und umfassender Kenntnis der Baumuster bekannt ist.

Dem entspricht auch der Inhalt und Umfang: Auf 520 Seiten werden klar und eingehend, mit vielen guten Abbildungen, der Aufbau der Riesenflugzeuge und ihre einzelnen Teile behandelt. Der so wichtige Abschnitt »Kraftanlage« befaßt sich sehr eingehend mit dem Triebwerk: den Motoren, ihrer Kühlung, den Anlaßvorrichtungen, Getrieben, Einbauten, der Brennstoffversorgung und ihren Einzelteilen, Kupplungen und all den maschinentechnischen Fragen, die beim Riesenflugzeug im Gegensatz zum Gewohnten, als neu und mit Schwierigkeiten behaftet, auftauchten. Im Abschnitt »Zelle« finden wir neben dem eigentlichen Flugwerk Fragen allgemeiner Art, wie die Vergrößerung der Flugzeuge, eingehend behandelt. Hier werden auch die Schwimmwerke der großen Wasserflugzeuge ihrer Bedeutung entsprechend gewürdigt; die reichen Zahlenangaben hierzu werden dem Konstrukteur willkommen sein.

Ein dritter Hauptabschnitt bringt das mannigfache Gerät zum Steuern und Überwachen der Riesenflugzeuge, bis hin zu den neuesten technischen Erzeugnissen.

Den Rahmen des Ganzen bildet ein geschichtlicher Abriß und Beschreibungen der bisherigen Arbeiten in Deutschland, sowie ein Anhang, der auf rd. 100 Seiten lebenswichtige Fragen anschneidet: Flugzeuggebläse, Dampfturbinenantrieb, Luftschrauben (Mehrschraubenanordnungen), Unfallverhütung, nicht zuletzt das Fliegen von R-Flugzeugen. Alles in allem ein geschlossenes Werk.

Everling.

Balloon And Airship Gases von Charles de Forest Chandler und Walter S. Diehl, Verlag: The Ronald Preß Company, 15 East 26 th Street, New York 8°. X+226 S. mit 24 Abbildungen im Text, zwei Bild- und vielen Zahlentafeln. Preis gebunden 4 Doll.

Das Werk bildet einen Band der von C. de F. Chandler herausgegebenen Sammlung »Ronald Aeronautic Library«, die etwa der gleichen Absicht entspringt wie die 1911 von Neumann ins Leben gerufene deutsche Sammlung »Luftfahrzeugbau und -führung«. (Verlag Oldenbourg). Als ehemaliger Freiballon- und Flugzeugführer, Commandeur der ersten amerikanischen Fliegerschule und im Kriege Chef der Ballonabteilung des amerikanischen Expeditions-Korps besitzt Chandler die erforderlichen Erfahrungen und Kenntnisse, so daß man Gutes von der amerikanische Sammlung erwarten kann.

Der vorliegende Band über Ballon- und Luftschiffgase behandelt seiner Bedeutung für die Luftschiffahrt entsprechend am eingehendsten den Wasserstoff. Selbstverständlich wird auch die Darstellung des Leuchtgases angegeben. Wertvoll sind hierbei die Winke, um dieses Gas für Ballonzwecke mit Wasserstoff anzureichern. Über ältere oder wenig gebräuchliche Verfahren zur Herstellung von Wasserstoff geht Chandler mit kurzer Erwähnung hinweg, um dann desto gründlicher die Darstellungsweise, Vorzüge und Nachteile des elektrolytischen, des Eisenkontakt- und des Ferrosilicium-Verfahrens zu behandeln. Endlich wird in diesem Werk zum ersten Mal auch eingehender über das Helium berichtet und seine Bedeutung für die Luftschiffahrt im richtigen Lichte gezeigt. Das Kapitel über Helium gibt eine eingehende Schilderung des Gewinnungsverfahrens wie auch des Verfahrens zur Reinigung des im

---

[1]) Wird sie jedoch noch unbedingt verlangt, so wäre es zweckmäßig, gelb für Brennstoff, weiß für Niederspannung, schwarz für Hochspannung vorzusehen. Außerdem ist vorgeschlagen, wegen der besonderen Verhältnisse im Flugzeug alle Leitungen über 16 statt 100 V als Hochspannung zu bezeichnen.



Betriebe verunreinigten Gases. Weitere Kapitel über Zubehör der Gasanstalten für Lagerung und Fortleitung des Gase befassen sich mit Kompressoren, Hoch- und Niederdruckbehältern, Rohrleitungen usw. Überall bringt Chandler Hinweise für die Behandlung der Apparaturen im Betrieb. Er zeigt, was zu berücksichtigen ist, um Störungen zu vermeiden, was zu geschehen hat, um die Anlagen wirtschaftlich arbeiten zu lassen, und welche Vor- und Nachteile auf technischem und wirtschaftlichem Gebiet die verschiedenen Verfahren im Vergleich zueinander haben.

Walter S. Diehl hat im zweiten Teil des Bandes eine gute Zusammenstellung der Gasgesetze gegeben. Dem deutschen Benutzer dieses Handbuchs wird es besonders willkommen sein, daß alle Zahlenwerte sowohl in englischem wie in metrischem Maß gegeben sind.

Das Werk ist jedem Luftschiffer zu empfehlen, der sich über Gasfragen zu orientieren wünscht. W. Bl.

Fliegende Flugzeugmodelle. Von W. Fausek, Verlag des Aviachim d. U. d. S. S. R. Moskau 1925. 159 S. mit 145 Abb.

Die Eigenart der Flugentwicklung in Rußland und Notwendigkeit, breite Volksschichten, insbesondere die Jugend, mit dem Fluggedanken vertraut zu machen und eine mehr als platonische Hingabe letzterer zu ermöglichen, führte zwangsläufig zum Segelflug- und Modellsport. Verfasser ist Hochschullehrer (Akademie der Luftflotte, Moskau) und als einer der besten russischen Modellfachleute bekannt. Die 11 Kapitel behandeln die nicht zu grau und leider auch nicht zu streng genommene Theorie (1), Baustoffe (2), Flugmodellformen (3), Bauteile (4—8), Wasserflugzeuge (9), ausgeführte Modelle (10) und Aufbau, Regulierung und Praxis des Modellfliegens. Die Einleitung bringt eine sehr schöne und meistens richtige Darstellung der geschichtlichen Entwicklung der Flugzeugmodelle und ihrer Bedeutung für die experimentelle Entwicklung der Flugtechnik bis zur Ausarbeitung unserer jetzigen Laboratoriumsmethoden, welche sie auch heute nicht verloren haben — man denke an Versuche im turbulenten Luftstrome. Schwächer ist das mit dem Namen Theorie getaufte Kapitel, welches auch den anspruchslosen Leser kaum befriedigen kann. Die Erklärungen des Einflusses des Seitenverhältnisses, der Seitenstabilität und des Einflusses der V-Stellung der Flügel sind nicht nur wunschgemäß sehr einfach, sondern auch ebenso falsch. Dagegen sind die Bauteile sehr schön beschrieben und mit eigenen Erfahrungen durchsetzt. Der Abschnitt Wasserflugzeuge ist indessen etwas veraltet — interessant ist das Flugboot des Verfassers mit Raketenantrieb (!). Es folgt weiter eine Beschreibung ausgeführter Modelle, darunter auch eines des Verfassers und eines Raketenflugzeuges. Die Abbildungen sind meistens eigene, viele aus Biegenwald und ausländischen Zeitschriften.

Die begangenen Fehler und Mißgriffe sind in Zweitauflage leicht zu beheben (mehr neue Modellbeschreibungen! D. Ber.), und es bleibt ein Buch, welches Jung-Rußland sehr nötig hat. Sy.

Der 2. allrussische Segelflugwettbewerb. Mit Beiträgen von K. A. Mechonoschin, E. J. Maioranow, T. Schmelef, A. Senjkow, S. Taborowsky und W. P. Sernow. Verlag des Aviachim d. U. d. S. S. R. Moskau 1925, 132 S. mit 3 Zahlentafeln, zahlreichen Zeichnungen und Lichtbildern.

Das Vorwort des Führers der russischen Rhöngruppe 1925 und jetzigen Hauptschriftleiters des offiziellen Organs des Aviachims ‚Samolet‘ des glänzenden Organisators Mechonoschin, gibt einen kurzen Überblick der Arbeit der Sportabteilung — Unterabteilung für motorlosen Flug (Zentr besmotornoi aviatzii). Erwähnenswert erscheint die für das neue Rußland eigentümliche Massenorganisationseinstellung des russischen Segelsportes, welcher als gute Vorschule für den jungen Fliegernachwuchs gewertet wird.

Der Beitrag »Segelflugzeuge des 2. allrussischen Segelflugwettbewerbs« von Maioranow gibt eine an Hand zahlreicher Risse und Lichtbilder (43 an der Zahl) hübsch illustrierte und an Reichtum der Angaben nahezu mustergültige Beschreibung aller erwähnenswerten Segler. Die 3 Zahlentafeln, welche sichtlich nach den Angaben der technischen Wettbewerbsoberleitung zusammengestellt wurden, enthalten ungefähr so alles, was man über ein Flugzeug Wesentliches in Zahlen ausdrücken kann, und zwar Meldenummer, Benennung, Erbauer, Tragwerkaufbau, Segelflugverein, Bestimmung, Spannweite, Länge, Höhe, Flügelfläche, Fluggewicht, Flächenbelastung, Leergewicht, Einheitsbaugewicht, Höhenflosse, Höhenruder, Kielflosse, Seitenruder und Querruder in m^2 und vH der Flügelfläche und Einheitsgewichte aller dieser Teile und des Rumpfes (bezogen auf Flügelfläche). Also eine Fülle.

Indessen wären zur annähernden Ermittlung der Gleit- und Steigzahlen genauere Angaben über die rechnerische und wirkliche Gleit- und Sinkgeschwindigkeit sehr erwünscht. Schmelef erzählt in seinem Beitrag über die geographische Lage des Segelgeländes, über Windverhältnisse, den Verlauf des Wettbewerbes, beschreibt die beiden Todesstürze (A. Klementjef und K. Rudsit), die Arbeiten des Untersuchungsausschusses, und gibt eine kurze Würdigung der Flugeigenschaften der einzelnen Vögel. Zum Schluß eine kurze Übersicht des Geleisteten mit einem Ausblick auf Massenschulung.

Die kurzen Beiträge von Senkow, »Das Segelflugzeug« als Mittel der Flugschulung, Taborowsky »Wie lernte ich das Segeln« und Sernof, »Wie lenkt man ein Segelflugzeug«, sind trotz didaktischer Ziele fern der grauen Theorie. Der Letzte enthält wertvolle Ratschläge eines der besten russischen Segelflieger, der aber dem Fluggedanken sein Leben opfern mußte. Sy.

Aircraft Instruments. Von H. N. Eaton, A. M.; K. Hilding Beij, B. S.; William C. Brombacher, Ph. D.; W. Willard Frymoyer, B. S.; H. B. Henrickson; C. L. Seward, B. S.; D. H. Strother, M. S. 1926. New York. Verlag Ronald Press Company. (Ronald Aeronautic Library.) Kl.-8°. XII und 269 S. 58 Abb. im Text und 10 Taf.

In Amerika hat man in dem Bestreben, die Ausrüstung der Flugzeuge mit Meßgeräten zu vervollkommnen, zahlreiche Forscher mit planmäßigen Untersuchungen beauftragt und seit Jahren eifrig gesammelt und beschrieben, was man in der ganzen Welt an Meßgeräten auftreiben konnte.

Auch die Ronald-Luftfahrtbücherei hat den Meßgeräten einen umfangreichen Band gewidmet, der mit einer gewissen Vollständigkeit, zahlreichen Lichtbildern und klaren Skizzen die Geräte zur Messung von Höhe und Steigfähigkeit, von Eigen- und Reisegeschwindigkeit, Kurs und Fluglage, ferner solche zum Überwachen der Kraftanlage, Druckmesser, Sonderinstrumente für Luftschiffe, zum Messen der Gas- und Lufttemperatur, zur Navigation, endlich Sauerstoff-Atmungs- und Prüfgeräte in 10 Kapiteln bringt.

Mancher deutsche Leser wird das Buch nicht wissenschaftlich genug finden. Beispielsweise genügt es nicht, wenn bei der Beschreibung der Neigungsmesser allerhand Geräte zusammengestellt werden. Es hätte betont werden müssen, daß die Inklinationsnadel oder der Erdinduktor wie die Sonnenstrahlen grundsätzlich zum Anzeigen der wahren Neigung nicht ausreichen, daß die Flugbahn eines fallenden Körpers nicht das wahre, sondern das scheinbare Lot gibt[1]), und daß ein Kreiselpendel, vor allem aber ein Stehkreisel, nur unter gewissen Voraussetzungen, nicht unter allen Umständen, das wahre Lot anzeigt. Es hätte betont werden müssen, daß die Trennung von Schwerkraft und anderen Massenkräften, insbesondere der Fliehkraft, durch ein Meßgerät grundsätzlich unmöglich ist.

Die Wendezeiger, die nicht auf Kreiselwirkung beruhen, sind sehr kurz weggekommen, wogegen die Kompasse, ebenso wie die Geschwindigkeitsmesser, einschließlich praktischer Winke für den Betrieb und der Erfahrungsergebnisse von Versuchen ausführlicher behandelt sind. Wenn also der deutsche Meßgerätefachmann in dem Werke manches vermißt, so wird er doch auch dieses und jenes Neue und Wertvolle daraus entnehmen können. Everling.

[1]) Vgl. E. Everling, Meßgeräte und Mechanik, ZFM **14**, Heft 3/4 vom 26. Februar 1923, S. 25 bis 29.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [14] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Ikarus-Aufklärungs-DD-Flugboot, Muster JM, der jugoslawischen Fliegertruppe, gebaut von der Ikarus A.-G. (Tvornica Aero i Hydroplana) in Novi Sad, s. Abb.

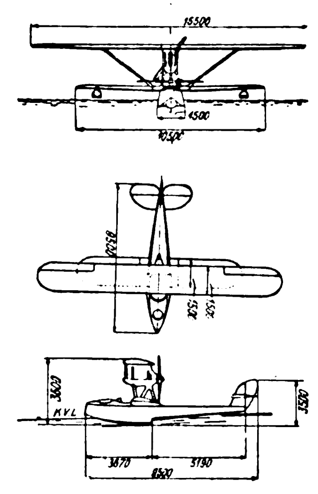


Abb. zu 61401. Ikarus-DD-Flugboot.

Spannweite oben	15,5	m
» unten	10,5	m
Länge	9,5	m
Höhe	3,6	m
Flügeltiefe oben	1,80	m
» unten	1,80	m
Flügelfläche	23,3	m²
Motor: B. M. W. IVa	240	PS
Leergewicht	1,05	t
Zuladung	0,75	t
also Fluggewicht	1,80	t
Flächenbelastung	42,5	kg/m²
Leistungsbelastung	7,5	kg/PS
Flächenleistung	9,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	180	km/h
Landegeschwindigkeit	70—80	km/h
steigt auf 5 km in	25	min
Flugdauer	5,5	h

— *Pteros*, Das Flugwesen im S. H. S.-Königreich; JFW 8, Nr. 9 vom 29. April 1926, S. 200 bis 203 (6 Sp., 4 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61401.

Flugzeuge. Jugoslawischer Fizier-Beobachtungs-DD, gebaut und entworfen von Fizier. Gewöhnlicher, einstieliger, verspannter Doppeldecker.

Spannweite oben	12,6	m
» unten	11,6	m
Länge	8,33	m
Höhe	2,20	m
Flügeltiefe	1,70	m
Flügelfläche	35	m²
Motor: Maybach	260	PS
Leergewicht	1,107	t
Zuladung	0,475	t
also Fluggewicht	1,582	t
Flächenbelastung	45,3	kg/m²
Leistungsbelastung	6,1	kg/PS
Flächenleistung	13,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	192	km/h
bei Drehzahl	1600	U/min
Betriebsgeschwindigkeit	173	km/h
bei Drehzahl	1400	U/min
Landegeschwindigkeit	68	km/h
Auslauf	30	m
steigt auf 1 km in	3,4	min
» » 2 km »	7,1	min
» » 3 km »	11,0	min
» » 4 km »	16,5	min
» » 5 km »	24,3	min
» » 6 km »	42,7	min

— *Pteros*, Das Flugwesen im S. H. S.-Königreich; IFW 8. Nr. 9 vom 29. April 1926, S. 200 bis 203 (6 Sp., 4 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61402.

Flugzeuge. Albatros-Sporteinsitzer-HD, Muster L 66a (s. Abb.), aus dem Sporteinsitzer L 66 entwickelt; mit ihm können alle Kunstflugarten geflogen werden.

Rumpf viereckig, hinten senkrechte Schneide. Stahlrohrbau mit diagonaler Drahtverspannung, Stoffbekleidung.

Triebwerk im Vorderteil an einem Stahlrohrspant aufgehängt, der nach Lösen von zwei Bolzen seitlich abgeklappt werden kann. Fallbenzintank im Tragdeckmittelteil, Öltank am Motorspant. Verkleidung durch Aluminium-Haube.

Tragdeck halbfreitragend, durchlaufend, gleicher Flügelschnitt bis nahe den Enden. Zwei Kastenholme, aufgeschobene Rippen; bis zum Hinterholm Sperrholz-, dann

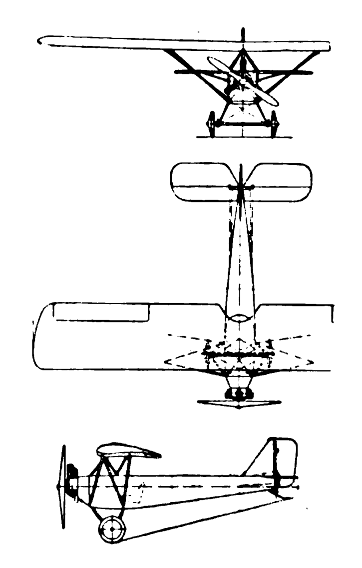


Abb. zu 61403. Albatros-Sport-HD, L 66 a.

Stoffbekleidung. Mittelteil von zwei schrägen Stahlrohr-N-Stielen getragen; von den Flügelmitten geht ein N-Stielpaar aus aluminiumblechverkleideten Stahlrohren zu den Rumpfunterkanten. Querruder reichen nicht bis an die Flügelenden, s. Abb.

Leitwerk gewöhnlich, Stahlrohrbau, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung. Zahlenangaben nach Prüfergebnissen der DVL.

Spannweite	9,50	m
Länge	5,57	m
Höhe	2,22	m
Flügelfläche	13,5	m²
Motor: Mark	38	PS
Leergewicht	0,309	t
Zuladung	0,116	t
also Fluggewicht	0,425	t
Flächenbelastung	31,5	kg/m²
Leistungsbelastung	11,2	kg/PS
Flächenleistung	2,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	110	km/h
Mindestgeschwindigkeit	65	km/h
steigt auf 1 km in	16	min
Gipfelhöhe	2,8	km
Brennstoffvorrat	30	l
Ölvorrat	3	l
Flugdauer	3	h

— Der neue Albatros Sporteinsitzer, Muster 66 a; IFW 8, Nr. 9 vom 29. April 1926, S. 207 bis 209 (3 Sp., 4 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61403.

Flugzeuge. Litauischer Zweisitzer-DD, Muster AFG-1, s. Abb., der Allgemeinen Fluggesellschaft »Memel« m. b. H., unter Leitung von F. H. Hentzen gebaut.

Rumpf rechteckig, Oberseite bis zum Führersitz stark gewölbt, hinten senkrechte Schneide. Stahlrohrbau mit Sperrholzbeplattung.

Triebwerk im Vorderteil stromlinig mit Aluminiumblech verkleidet.

Tragdeck: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig, Mittelteil durch zwei N-Streben mit Rumpfoberkanten und einer Einzelstrebe mit Flügelwurzel der Unterflügel verbunden, die seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt sind. Unterflügel haben geringere Abmessungen und sind gestaffelt. Ein I-Stiel nahe den Enden. Holzbau und Sperrholzbeplankung. Querruder nur an Oberflügeln; keine Verspannung.

Leitwerk: unentlastetes Ruder, große Flossen; Höhenflosse, auf Rumpfoberseite aufliegend, ist mit zwei Streben zu den Rumpfunterkanten abgefangen.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse.

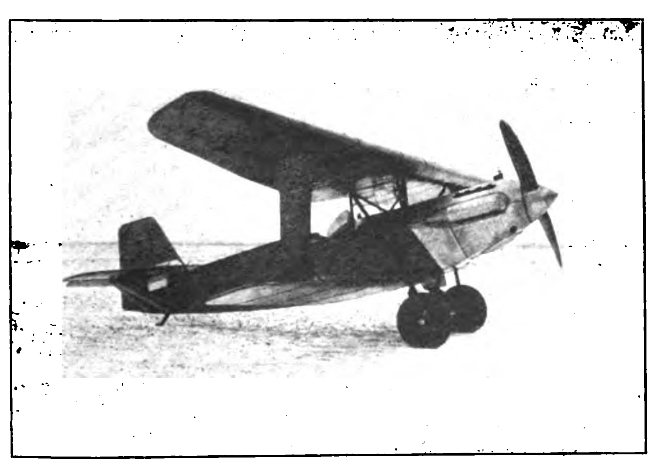


Abb. zu 61404. Litauischer Zweisitzer-DD, AFG-1.

Spannweite	10,30	m
Länge	6,15	m
Höhe	2,80	m
Motor: Napier-Lion	450	PS
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	250	km/h

— Sonderbericht der Firma. *H.* 61404.

Flugzeuge. L. F. G.-Schul- und Sport-DD, Muster V 58, s. Abb., von der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Werft Stralsund, gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten Spitze. Die beiden hintereinanderliegenden Sitze in einem gemeinsamen, weiten Raum sind nur durch eine Windschutzscheibe vor dem hinteren Sitz getrennt. Holzbau mit Sperrholzbeplankung; Sitzraum doppelwandig.

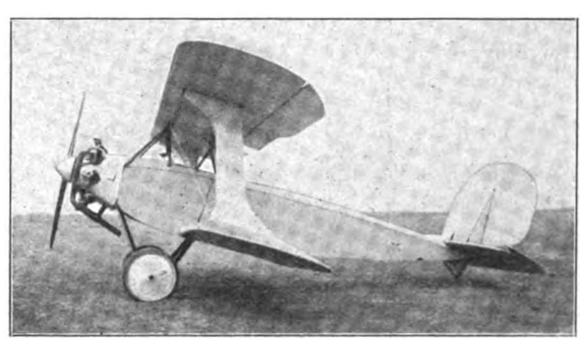


Abb. zu 61405. L.F.G.-Schul-Sport-DD, V 58.

Triebwerk auf Stahlrohrgerüst, mit vier Bolzen am Brandschott aufgehängt, kann seitlich aufgeklappt werden; Falltank im Oberdeckmittelteil.

Tragdecks: Oberdeck dreiteilig, durchlaufend; Unterflügel beiderseits an Rumpfunterkanten angesetzt. Leichte V-Stellung, starke Staffelung. Zwei Kastenholme, auf der Druckseite durch Sperrholzplatten miteinander verbunden; Flügelnase ebenfalls aus Sperrholz, sonst Stoffbespannung. Sperrholzrippen. Oberdeckmittelteil durch zwei kurze N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden; seitlich ein I-Stiel. Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk: Höhenflosse über Rumpfoberseite durchlaufend, entlastetes Höhenruder, große Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung.

Spannweite	10,0	m
Länge	6,7	m
Höhe	2,7	m
Flügelfläche	24	m²
Motor: Siemens	75	PS
Leergewicht	0,530	t
Zuladung	0,220	t
daher Fluggewicht	0,750	t
Flächenbelastung	31,2	kg/m²
Leistungsbelastung	10,0	kg/PS
Flächenleistung	3,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	130	km/h
Landegeschwindigkeit	60	km/h
steigt auf 1 km in	5,5	min

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 61405.

Flugzeuge. Alekseef-Jatschnik, Segel-HD A-I, erbaut in der Mjassnikof-Militärflugschule Moskau. Baustoff: Holz.

Rumpf: Vierkantig, sperrholzbeplankt zweiteilig. Vorderteil mit Führersitz in Rumpfnase, vom Hinterteil mit Tragdeck und Leitwerk durch Lösen von 4 Schrauben mit Schnellverschluß abzutrennen. Spruce-Holme.

Tragdeck freitragend, einholmig (Spruce-Gitterholm), dreiteilig, stoffbespannt, Sperrholznase.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell zwei aus dem Rumpf herausragende Scheibenräder auf gemeinsamer, gummigefederter Achse.

Spannweite	14,0	m
Rumpflänge	4,8	m
Länge über alles	5,5	m
Höhe	1,0	m
Flügeltiefe Wurzel	1,25	m
Flügeltiefe Enden	0,75	m
Seitenverhältnis des Flügels	14	
Seitenverhältnis der Querruder	8	

Flügelschnitt:	Göttingen 426	
Flügelfläche	15	m^2
davon Querruder	3	m^2
Höhenflosse	3,5	m^2
Höhenruder	1,5	m^2
Leergewicht	98	kg
Zuladung	70	kg
also Fluggewicht	168	kg
Flächenbelastung	11,2	kg/m^2
Gleitgeschwindigkeit	12	m/s
Sinkgeschwindigkeit	0,55	m/s

— *S. Posspelof,* In der Mjassnikof-Militärflugschule; Samolet (das Flugzeug) **3**, Nr. 3 (29) vom März 1926, S. 37 (2 Sp.). *Sy., H.* 61406.

Flugzeuge. Bucholtz, Leicht-HD, erbaut in der Mjassnikow-Militärflugschule Moskau. Baustoff: Holz und Stahlrohr.

Rumpf fünfeckig nach hinten in senkrechte Schneide auslaufend, sperrholzbeplankt. Rumpfoberbau dreieckförmig, Koltjugaluminium-Verschalung.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, Motorrahmen aus 2 mm starker Stahlblechplatte, Falltank im Rumpfoberbau, Brandschott.

Tragdeck rechteckig, zweiteilig, am Rumpfoberholm befestigt, am Vorder- und Hinterholm zweimal durch parallele, verkleidete Stahlrohrstreben zu den Rumpfunterholmen abgefangen, stoffbespannt. Dünnes Profil. Unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, durchlaufende Höhenflosse, geteiltes Höhenruder, Kielflosse, Seitenruder mit Entlastungsecke.

Fahrgestell gewöhnlich. Stahlrohrbau.

Spannweite		6,20	m
Länge		5,25	m
Höhe		2,10	m
Flügeltiefe		1,50	m
Seitenverhältnis des Flügels		4,13	
Seitenverhältnis der Querruder		2,7	
Flügelfläche (mit Querruder)		9,3	m^2
Motor: Anzani		45	PS
Schraube: Durchmesser		1,8	m
» Steigung		2,05	m
Leergewicht		162	kg
Brennstoffvorrat für 2,5 h	23 kg		
Flugzeugführer usw.	80 kg		
daher Zuladung	103 kg	103	kg
also Fluggewicht		265	kg
Flächenbelastung		28,5	kg/m^2
Leistungsbelastung		5,9	kg/PS
Flächenleistung		4,9	PS/m^2
Höchstgeschwindigkeit		150	km/h
Gipfelhöhe		4,0	km
Flugweite		375	km
Flugdauer		2,5	h

— *S. Posspelof,* In der Mjassnikof-Militärflugschule; Samolet (das Flugzeug) **3**, Nr. 3 (29), vom März 1926, S. 37 (2 Sp., 3 Zeichn. d. Flugz.). *Sy., H.* 61407.

Luftschrauben. Vergleichsmessungen zwischen einer Fairey-Reed- und einer gewöhnlichen Holzschraube, die unmittelbar hintereinander mit einem DH 9-DD vorgenommen wurden, ergaben die in der Zahlentafel angeführten Werte.

Leergewicht		1,13 t
Betriebsstoff	300 kg	
Besatzung	145 kg	
also Zuladung	475 kg	0,48 t
daher Fluggewicht		1,58 t

Zahlentafel 1 zu 61408: Steigflug.

Flughöhe	Steigzeit		Temp.	Drehzahl	
	Holz	Metall		Holz	Metall
m	min	min	°C	U/min	U/min
30,5 (Boden)	—	—	+ 12	1240	1240
305	0	0	+ 9	1300	1310
458	1,0	0,9	+ 8	1310	1310
610	1,9	1,7	+ 6	1300	1330
763	2,9	2,7	+ 4,5	1300	1320
915	3,8	3,5	+ 3	1300	1310
1050	4,7	4,3	+ 2	1300	—
1220	5,8	5,1	+ 1	1300	—
1375	6,8	5,8	± 0	1300	1320
1525	8,1	6,6	— 0,5	1300	—
1675	9,7	7,4	— 1	1300	1320
1830	11,2	8,2	— 2	1300	1320
1980	12,6	9,2	— 2,5	1300	1310
2135	13,6	10,4	— 3	1300	1310
2285	15,1	11,6	— 4	1300	1320
2440	16,7	13,5	— 5	1300	1310
2545	18,5	15,0	— 5,5	1310	1320
2740	20,5	16,0	— 6,5	1310	1320
2900	20,2	17,7	— 7,5	1300	1310
3050	24,3	19,2	— 9,5	1300	—

Zahlentafel 2 zu 61408: Wagerechtgeschwindigkeiten.

Flughöhe	Wagerecht-Geschwindigkeit		Drehzahl	
	Holz	Metall	Holz	Metall
m	km/h	km/h	U/min	U/min
Bodennähe	180	187	1450	1450
915	172	175	1410	1420
1525	169	174	1410	1410
1950	165	174	1400	1400
3100	153	158	1360	1360

— Metal Airscrews; Flight 18, Nr. 17 vom 29. April 1926, S. 260 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H., E.* 61408.

Luftverkehr. Luftschiff oder Flugzeuge? Hinsichtlich Schraubenleistung, Einheits-Betriebstoffverbrauch und Brennstoff-Gewichtsanteil bestehen zwischen beiden Luftfahrzeugen keine grundlegende Unterschiede. Daher gewinnt das Verhältnis Schraubenzug zu Gesamtgewicht an Bedeutung. Obwohl es für Luftschiffe meist nicht untersucht wird, ist es für Vergleiche wertvoll, es zeigt einen Vorteil des Luftschiffes auch oberhalb der heute üblichen Geschwindigkeiten von 110 bis 130 km/h. Bei sonst gleichen Verhältnissen braucht ein Luftschiff von 150 t und 130 km/h je Tonnenkilometer (tkm) nur den vierten Teil Brennstoff wie ein Flugzeug, bei 170 km/h die Hälfte. Diesem Vorteil steht der Nachteil gegenüber, daß man beim Luftschiff die Gewichtserleichterung durch Ablassen von Gas ausgleichen muß. Das ist durch besondere Vorrichtungen vermeidbar, die das Wasser der Auspuffgase zurückgewinnen. Ein weiteres Mittel besteht in der Verwendung des überschüssigen Gases, sofern es sich um Wasserstoff handelt, als Brennstoff. Da 250 m^3 Wasserstoff 378 l flüssigen Brennstoffes tragen können und ihr Heizwert dem von etwa 76 l Benzin entspricht, ist der Gewinn 20 vH.

Die Größe der Luftfahrzeuge ist namentlich bei Flugzeugen begrenzt. Die ersten Überlegungen waren fehlerhaft, und man hielt es für unmöglich, im Flugzeug den Ozean zu überfliegen. Jedoch gilt bei Flugzeugen das sogenannte $^3/_2$-Gesetz., d. h. das Gewicht wächst mit der 3., der Auftrieb nur mit der 2. Potenz der Abmessungen. (Daß auch dieses Gesetz nicht zutrifft, hat die Statistik von Everling 1918 und das Vergrößerungsgesetz von Rohrbach 1920 erwiesen; vgl. Beiheft der ZFM, Nr. 4; Luru 20/05 02. D. Ber.) Voraus-

gesetzt, daß bei 10 t Gesamtgewicht die Nutzlast 5 t, also 50 vH, beträgt und das Motorengewicht mit der 2. Potenz zunimmt, ergeben sich folgende Werte:

Gesamt-gewicht in t	Leergewichtsanteil vH	
	Flugzeuge	Luftschiffe
20	57	—
30	63	54,0
40	68	52,5
50	73	51,5
60	78	50,5
70	82	50
80	86	50
90	100	49,5
100	—	49
200	—	50
300	—	51
400	—	52
500	—	53
1000	—	58
2000	—	65
5000	—	80

Für Luftschiffe gilt das Gesetz erst bei Größen weit oberhalb der bisher gebauten. Der günstigste Wert liegt etwa bei 150 t.

Im Schiffs- und Eisenbahnverkehr beträgt bei durchschnittlicher Verkehrsdichte die Zeit zwischen dem Abgang zweier Schiffe oder Züge etwa die Hälfte der Fahrzeit. Für den Luftverkehr kommt derartig dichte Folge zunächst nicht in Frage. Immerhin wird sich im Anfang das Bedürfnis nach kleinen Größen und steigender Häufigkeit einstellen. Wenige Strecken ausgenommen, wird die Zahl der Fluggäste zunächst kaum so groß sein, daß das Luftschiff wirtschaftlich ausgenutzt ist. Das Flugzeug kann sich den Schwankungen besser anpassen. Die günstigste Geschwindigkeit festzulegen, wäre verfrüht. Um mit der Eisenbahn erfolgreich in Wettbewerb treten zu können, muß die untere Grenze bei 150 bis 160 km/h liegen. Das Flugzeug ist wirtschaftlicher auf den »Kurz-Schnell-Strecken«, das Luftschiff brauchbar für Ozeanflüge, da hier die Geschwindigkeit fürs erste geringer sein kann. Für beide Fahrzeuge werden in Zukunft Nachtflüge besonders vorteilhaft sein.

Das Unglück der Shenandoah beweist nicht die Unbrauchbarkeit des Luftschiffes. Sie war zu langsam (105 km/h) gegenüber starken Winden. Außerdem wâr die Ventilanordnung unbrauchbar, so daß das Luftschiff schon in Lagen, denen die deutschen Kriegsluftschiffe weitaus gewachsen waren, hätte zugrunde gehen müssen.
— *H. F. Parker*, Airplane and Airship: Their spehres of economic usefulnes; Journal of the S. A. E., Nr. 2 vom Februar 1926, S. 175 bis 184 (20 Sp., 5 Schaub.).
W., *H.* 61409.

Motoren. Luftgekühlter Walter-85 PS-Stern-Motor, von der J. Walter & Co., Jinonice, als Weiterentwicklung des 60 PS-Motors gebaut.

Geändert ist gegenüber dem 60 PS-Motor die Zylinderanzahl, die auf 7 erhöht ist. Dementsprechend ist das Gehäuse abgeändert, während die Zylinder, Kolben, Kolbenstangen, Ventile, Ventilsteuerungen, Kurbelwelle und die Ölpumpen die gleichen geblieben sind. Verändert ist die Zündanlage und Schraubennabe.

Zylinderanzahl	7	
Durchmesser	105	mm
Hub	120	mm
Leistung	85	PS
Drehzahl	1400	U/min
Gewicht einschl. Schraubennabe	128,6	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,233	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,024	kg/PSh

Zündung: zwei Scintilla-Magneten M. N. 7-D.

— Novy motor »Walter 85 ks«; Letectvi 6, Nr. 4 vom April 1926, und Le nouveau moteur Walter 85 C. V.; Le Mois Aéronautique Tchécoslovaque, annexe a la revue mensuelle illustrée »Letectvi«, S. 81 bis 82 (4 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61410.

Motoren. Amerikanischer Schwerölflugmotor, siehe Abb. Die erste Versuchsmaschine wurde 1921 gebaut. Zweitaktmotor mit Lufteinspritzung nach dem Dieselverfahren. Zylinder aus Stahl. Gewicht des Motors 500 kg, Brennstoff 18 bis 22° Bé. Versuchsläufe unbefriedigend, da nur 36 bis 38 PS bei 1300 U/min erreicht wurden. Das Anlassen machte große Schwierigkeiten, da das Öl gleich zu verbrennen

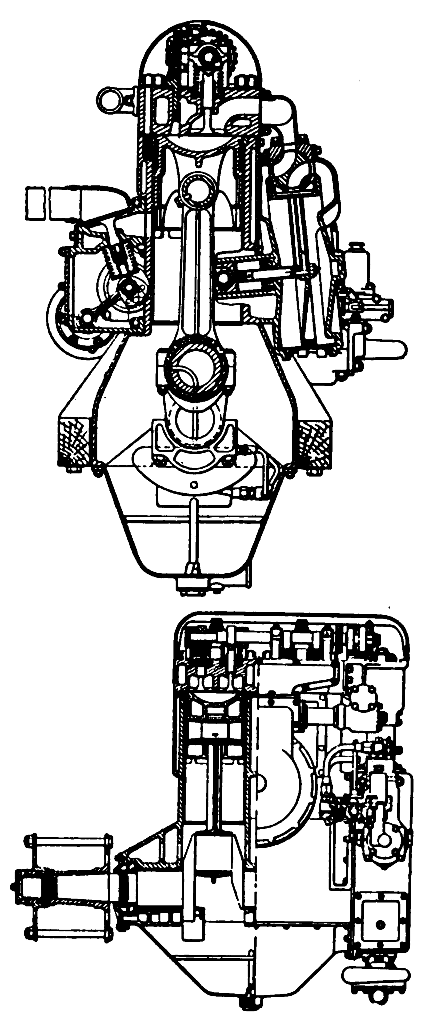


Abb. zu 61411. Amerikanischer Schwerölflugmotor.

begann, sobald es mit der Einspritzluft in Berührung kam, so daß das Brennstoffventil bald undicht wurde. Die Maschine war jedoch schmiegsam und zwischen 300 und 1300 U/min regelbar. Durch Vereinfachung der Spülventile, Anbringung eines Sammlers für die Ladeluft und einige weitere Verbesserungen erreichte man mit einem zweiten Motor 56 PS bei 1400 U/min, Einheitsbrennstoffverbrauch 345 g/PSh. Der Motor lief noch bei 120 Umdrehungen und sprang auch im kalten Zustand leicht an. Von diesem Muster wurden 3 Ausführungen hergestellt und im Sommer 1924 in einen Wagen eingebaut, in dem sie 5000 km unter schwierigsten Geländeverhältnissen ohne Störungen zurücklegten. Baustoff Gußeisen, Zylinder und Kurbelgehäuse aus einem Stück. Höchstdrehzahl 1600 U/min. Auf Grund der guten Leistungen des zweiten Motors erhielt der Hersteller, die Eastern Engineering Co., Ltd., im August 1924 von der Marine den Bauauftrag für einen Zweizylinder-Flugmotor. Das Einheitsgewicht sollte 1,7 kg/PS nicht überschreiten, die Leistung bei 1500 U/min 100 PS betragen. Die Maschine wurde im Februar 1925 an das Versuchslaboratorium der Slage Island Navy Yard abgeliefert und er-

reichte nach einigen Verbesserungen 85 PS Bremsleistung bei 1620 U/min. Ölverbrauch 270 g/PSh. Man hofft die Bremsleistung auf 110 bis 116 PS zu erhöhen, was einem Einheitsgewicht von 1,6 kg/PS entsprechen würde. Höchstdrehzahl zurzeit 2210 U/min. Der Motor ist kompressorlos, arbeitet nach dem Zweitaktverfahren. Dichtezahl des Brennöls 0,93. Drehzahl zwischen 400 und 1600 einstellbar. Dies wird erreicht durch sehr feine Brennstoff- und Verdichtungsregelung. Je zwei Einlaß- und Auslaßventile hängen im abnehmbaren Kopf; sie öffnen zwangläufig (s. Abb.) und regeln die Verdichtung durch verschiedene Schließzeiten.

Pumpensystem und Einspritzvorrichtung dreiteilig: Nieder- und Hochdruckpumpenstufe und Brennstoffventile. Beide Stufen haben gemeinsamen Antrieb: Niederdruck durch Exzenter, Hochdruck durch Nocken. Leistungsregelung außer durch Änderung des Verdichtungsdrucks durch verschiedene Bemessung der eingespritzten Ölmenge und der Einspritzzeit. Die Regelvorgänge sind zwangläufig voneinander abhängig und innerhalb weiter Grenzen einstellbar. Bei niedrigen Drehzahlen Verbrennung bei konstantem Druck, bei hohen Drehzahlen Verbrennung bei konstantem Volumen. Die Umstellung erfolgt selbsttätig.

Beide Zylinder sind aus Leichtmetall und mit dem Kurbelgehäuse in einem Stück gegossen. Die Deckelbefestigungsschrauben sind ohne besondere Einsätze unmittelbar in das Leichtmetall eingeschraubt. Anstände haben sich nicht gezeigt. Traglager sehr kräftig, durch besondere Rippen verstärkt. Die Schubkräfte werden durch ein Radiallager übertragen, das sehr tiefe Kugelrillen besitzt und sich gut bewährt haben soll. Kühler zwischen Luftschraube und Motor. Zylinderkopf und Raum für die obenliegenden Nockenwelle, die die vier Spülventile betätigt, sind sehr niedrig gehalten. Kolben laufen in Stahlbüchsen. Kolbenboden nach unten gewölbt und ohne Rippen kräftig ausgeführt. 5 Kolbenringe. Schubstangen I-förmig, nach oben hin abnehmend. Dreifach gelagerte, hohle Kurbelwelle. Lagerschalen aus Chrom-Vanadiumstahl mit Babbitmetall ausgegossen. Das sich unten ansammelnde Öl wird sofort zu einem Sammelbehälter abgesaugt, um bei starker Schräglage des Motors ein Überölen zu vermeiden (sogen. Trockensumpfverfahren). Das Antriebsgehäuse für die Hilfsmaschinen (Kühlwasser-, Brennstoff-, Schmierölpumpen und Nockenwelle) kann leicht entfernt werden, ebenso die Nockenwelle. Alle Ventilsitze sind aus Stahl, die Spindelführungen aus Manganbronze. Die doppeltwirkende Spülpumpe ist senkrecht angeordnet, wodurch eine sehr gedrängte Bauart erzielt wird. Hub des Spülkolbens sehr klein (78 mm), Durchmesser sehr groß (248 mm). Die Spülluft tritt über einen doppelten Drehschieber unmittelbar aus dem Pumpen- in die Arbeitszylinder. Der Drehschieber ist aus Leichtmetall und läuft in einer Stahlbüchse.

Die Brennstoffventile sitzen unmittelbar auf den Zylindern, um Anfang und Ende des Einspritzvorganges scharf abzugrenzen. Die Brennstoffnadel wird durch den Öldruck von ihrem Sitz gegen den Federdruck abgehoben, jedoch nicht plötzlich, sondern durch zweite stärkere Feder begrenzt, so daß bei sehr hoher Belastung ein geringes weiteres Öffnen und entsprechende Brennstoff-Mehrladung möglich ist.

Betätigung der verschiedenen verkuppelten Regelvorrichtungen durch doppeltwirkenden Öldruckkolben (Servomotor).

Die Ölpumpenanlage besteht aus drei gemeinsam angetriebenen, sonst unabhängigen Teilen: einer Druckpumpe, die Hauptlager, Nockenwelle und Spülluftpumpe versorgt. Zweite Pumpe saugt das Öl aus dem Sumpf in einen Außentank, die dritte Pumpe speist den im Auspuffventilkasten untergebrachten Servomotor. Der Öldruck ist entsprechend seinen Aufgaben in allen drei Teilen verschieden und wird durch Kugeldruck-Überströmventile geregelt.

Aus den bisherigen Vergleichsversuchen mit dem Vierzylinder Kraftwagen- und dem Zweizylinder-Flugmotor können die Herstellungskosten, Leistungen, Gewichte usw. ähnlicher 4-, 6- und Mehr-Zylindermotoren größerer Abmessungen annähernd bestimmt werden.

— *A. C. Attendu*, Heavy Oil Engine; Journal of the S. A. E. 18, Nr. 2 vom Februar 1926, S. 214 bis 221 (13 Sp., 2 Schaub., 3 Lichtb., Zahlenang.). *W.*, *H.* 61411.

Strömung. Der große und kleine Windkanal des Massachusetts Institute of Technology (M. I. T.) mit offenem Luftstrom: Kreisrunde Venturirohre mit großer Öffnung, parallelwandigem Versuchsraum, an den langes Austrittsende anschließt. Als Gebläse dient vierflügelige Luftschraube mit elektrischem Antrieb. Wabengleichrichter sind vor dem Versuchsraum eingebaut.

Zur Messung dient beim kleinen Tunnel eine N. P. L.-Wage, vgl. 60823, während am großen eine Fadenaufhängung wie in Göttingen vorgesehen ist.

	kleiner Kanal	großer Kanal	Maß
Durchmesser der Eintrittsöffnung	2,90	4,57	m
Durchmesser des Versuchsraums	1,22	2,29	m
Durchmesser an der Austrittsöffnung	2,38	4,34	m
Länge des Eintritteiles	—	6,09	m
Länge des Versuchsraums	1,83	4,57	m
Länge des Austritteiles	7,47	14,02	m
Wabendurchmesser	76	76	mm
Länge des Gleichrichters	0,31	0,355	m
Luftschraubendurchm.	2,29	4,28	m
Drehzahl	715	—	U/min
Größte Windgeschwindigkeit	2,8	4,0	m/s
Leistung	14	98	PS

— Aeronautical Work at M. I. T.; Aviation 20, Nr. 17 vom 26. April 1926, S. 630 bis 631 (4 Sp., 2 Lichtb., 1 Skizze). *H.*, *E.* 61412.

Weltrekorde. Neue, von der Fédération Aéronautique Internationale anerkannte Weltrekorde, vgl. 61413.

Zahlentafel zu 61413. **Klasse C bis; Wasserflugzeuge.**

Art des Rekordes	Nutzlast	Rekordwert	Führer	Land	Flugzeug	Motor	Leistung	Ort	Datum
—	kg	—	—	—	—	—	PS	—	—
Höchstgeschw. über 100 km	250	179,497 km/h	C. Mc-Donald	U. S. A.	Loening Amphibian CO A—1	Liberty	400	Hampton Roads	23. Jan. 26
» » 200 km	250	111,206 »	»	»	»	»	»	»	»
» » 100 km	500	179,497 »	»	»	»	»	»	»	»
» » 200 km	500	111,206 »	»	»	»	»	»	»	»

— New World Seaplane Records; Aviation 20, Nr. 16 vom 19. April 1926, S. 600 (1/2 Sp.). *H.* 61413.

Luftfahrt-Patentschau.

Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1574567. A. **Flettner,** Haag, Niederlande. Device for steering aircraft. B 29. 6. 20. V 23. 2. 26.
Hilfsruder-Anordnung.

A. 1575145. F. F. **Bradshaw,** Yazoo City, Miss. Apparatus for delivering articles to aircraft. B 27. 12. 20. V 2. 3. 26.
Einrichtung zur Aufnahme und Abgabe von Bodenlasten mittels eines vom Flugzeug herabhängenden Seiles und eines Greifers.

A. 1575286. J. F. D. **Smith,** Atlanta, Ga. Aeroplane. B 15. 4. 25. V 2. 3. 26.
Das im Schraubenstrom dicht hinter der Zelle angeordnete Leitwerk kann zu einer Tasche umgestellt werden, um so als Luftbremse zu dienen.

A. 1575328. W. L. **Gilmore** und H. C. **Mummert** (Ass.: **Curtiss Aeroplane and Motor Cy,** Inc.), Garden City, N. Y. Aeroplane landing gear. B 26. 3. 20. V 2. 3. 26.
Ein spurendes Räderpaar in einem sie umschließenden, gelenkig beweglichen Gehäuse.

A. 1575359. A. **Nutt,** Buffalo (Ass.: **Curtiss Aeroplane and Motor Cy,** Inc.). Lubrication system for aeronautical motors. B 18. 2. 24. V 2. 3. 26.
Schmiersystem für Flugmotoren.

A. 1575680. P. **Gieter,** Fielding, Mont. Aircraft. B 3. 12. 25. V 9. 3. 26.
Flugmaschine mit wurmartigen Vortriebsschrauben in Kanälen.

A. 1575802. E. H. **van Valkenberg,** Monroe (Ass.: O. **Silverstein,** Spokane). Steering mechanism. B 27. 4. 25. V 9. 3. 26.
Ruderflächen, die sich im Ruhezustande an den Luftschiff-Tragkörper anschmiegen, zur Erzielung steuernder Wirkungen herausgedreht werden.

A. 1575880. W. **Wall,** Cleveland. Aeroplane. B 21. 5. 25. V 9. 3. 26.
Flugmaschine mit V-Flächen.

A. 1575882. W. G. G. **Weidinger.** Aeroplane. B 28. 1. 25. V 9. 3. 26.
Flugmaschine mit verstellbaren Flächen größerer Zahl.

A. 1576012. B. D. **Thomas** (Ass.: **Thomas-Morse Aircraft** Corp.), Ithaca, N.Y. Variable area wing structure for airplanes. B 26. 4. 23. V 9. 3. 26.
Aus einer Doppeldeckerzelle sind nach oben und unten Flächen abhebbar, deren Stiele aus den hohlen Stielen der Hauptzelle teleskopartig heraustreten.

A. 1576342. F. **McElhaney,** Morgantown, W.Va. Aeroplane. B 15. 8. 25. V 9. 3. 26.
Flugzeug mit drehbarem Rumpfendteil.

A. 1576824. S. **Heath,** Elkridge, Md. Variable-pitch propeller. B 9. 8. 22. V 16. 3. 26.
Verstellgetriebe für Luftschrauben mit im Betriebe änderbarer Steigung.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 247818. D. J. **Mooney (Steel Wing Co.),** London. Construction of aircraft members. B 20. 11. 24. V 8. 4. 26.
Metallholm mit rohrförmigen Gurtungen.

E. 247699. C. **Lorenzen,** Berlin, und **Lorenzen-Turbinen-Akt.-Ges.,** Bern. Propulsion of aircraft. B 20. 12. 24. V 14. 4. 26.
Motor mit Überverdichtung und höhenverstellbare Luftschraube.

E. 247819. W. **Johannesen** und A. P. **Jensen,** Kopenhagen. Parachutes. B 23. 6. 25. V 21. 4. 26.
Fallschirm mit einem zweiten Leinenring in der Schirmrandebene.

E. 247938. A. **von Parseval,** Charlottenburg. Air-propeller with freely-oscillatable blades. B 5. 2. 26. V 21. 4. 26.
Flügel und Nabe der Luftschraube sind durch ein kugeliges Gelenk verbunden.

E. 248028. C. B. **Strandgren,** Paris. Paddle-wheel propellers and motors. B 28. 10. 24. V 21. 4. 26.
Schaufelradartiges Vor- und Auftriebsmittel mit verstellbaren Schaufeln.

E. 248051. J. H. **Larrard (Royal Aircraft Establishment),** South Farnborough. Aircraft framework. B 21. 11. 24. V 21. 4. 26.
Tragflächenaufbau aus längs- und diagonal zwischenverlegten U-Profilstreben, letztere von einem Spanndraht durchzogen.

E. 248065. R. S. **Cheesman,** London. Dirigible flying-machine of the helicopter type. B 26. 11. 24. V 21. 4. 26.
Hubschrauber; Führer (Motor usw.) oberhalb der Schraube steuert durch Verschiebung seines Körpers.

E. 248088. Supermarine Aviation Works Ltd. und R. J. **Mitchell,** Southampton. Flying boats and like aircraft. B 29. 11. 24. V 21. 4. 26.
Arten der Anordnung von Maschinengewehren und Leitwerkflächen zueinander auf Flugbooten u. dgl.

E. 248090. G. H. **Dowty** und **Gloucestershire Aircraft Co,** Ltd., Cheltenham. Landing-devices for aircraft. B 1. 12. 24. V 21. 4. 26.
Anker an von Bremstrommel ablaufendem Seil hakt bei der Landung in ein am Boden liegendes Netz ein.

E. 248324. O. **Geister,** Chicago. Stabilizer for airships. B 6. 11. 24. V 28. 4. 26.
Zur Gleichgewichtsregelung auf Luftschiffen wird Wasserballast durch Preßluft verschoben.

E. 248364. A. P. **Filippi,** Paris. Helicopters. B 18. 2. 26. V 28. 4. 26.
Fächerartige Flächen im Hubschrauben-Luftstrom, von Hand, Pendel oder Kreisel gesteuert, regeln das Gleichgewicht.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 601777. A. **Helfenstein.** Procédé et dispositif pour actionner les véhicules automobiles, notamment les aéroplanes et hydroglisseurs. B 13. 5. 25. V 8. 3. 26.
Preßluftrückdruck als Mittel zum Auftrieb, Vortrieb u. dgl.

F. 601808. P. **Stock.** Matériaux pour constructions légères. B 19. 6. 25. V 8. 3. 26.
Gurtungen aus Hartpapier (Fiber), dazwischen Leichtholz, Kork u. dgl.

F. 601815. J. **Ors.** Perfectionnements apportés aux parachutes. B 26. 6. 25. V 8. 3. 26.
Einleitung der Entfaltung durch mittels Federn abgehobenen Hilfsschirmes.

F. 601818. V. V. **Chappaz.** Dispositif évitant la torsion dans le réglage des haubans d'avions ou d'organes similaires. B 27. 6. 25. V 8. 3. 26.
Spannschloß.

F. 601900. A. **Muller.** Hélice pour véhicules aériens. B 31. 7. 25. V 9. 3. 26.
Propeller aus mehreren kleinen im Kreise angeordneten Luftschrauben.

F. 601963. V. F. N. A. **André.** Perfectionnements à l'assemblage des tôles en métaux ou alliages non ou difficilement soudables, en particulier pour la construction des réservoirs étanches des engins aériens. B 7. 11. 24. V 10. 3. 26.
Vernietung nach Zwischenlegen von Blei-, Kupfer- oder imprägnierten Gewebestreifen.

F. 602028. H. **Farman.** Moulinet auto-propulseur. B 19. 11. 24. V 11. 3. 26.
Propellerantrieb durch Rückdruck entzündeter Gase (ohne Motor), deren Gemischkompression durch Schleuderkraft bewirkt wird.

F. 602165. Luchard & Cie. Perfectionnements apportés aux démarreurs à fluide sous pression pour moteurs à explosion, notamment à ceux pour moteurs d'aéronefs. B 13. 1. 25. V 13. 3. 26.
Vorrichtung zum Anlassen mittels Preßluft und zum Wiederauffüllen des Preßluftbestandes.

F. 602167. T. **Robert.** Sac à parachute. B 16. 4. 25. V 13. 3. 26.
Rucksack für den Fallschirm.

F. 602189. G. **Viaud.** Aéroplane à envol et atterrissage vertical à marche à grande vitesse et à marche arrière. B 7. 7. 25. V 13. 3. 26.
Vortriebs- und Auftriebsschrauben am Flugzeug arbeiten in Hohlzylindern.

F. 602278. W. **Roos.** Perfectionnements aux aéroplanes. B 19. 8. 25. V 16. 3. 26.
Flugzeug mit Magnusrotor.

Amerika

A. 1576839. R. E. **Mitton,** Salt Lake City, Utah. Automatic control for aeroplanes. B 13. 7. 25. V 16. 3. 26.
Gleichgewichtsregelung mittels durch Pendel beeinflußter Druckluftsteuerung

A. 1576859. W. **Sieck,** Chicago. Gas-temperature-control system for airships. B 29. 10. 24. V 16. 3. 26.
Wärmeaustauscher, der von den Motorabgasen geheizt, auch in die Außenluft gerückt werden kann und durch den Traggas durchgeleitet wird.

A. 1576905. P. **Gerster,** Detroit, Mich. Automatic control device for the stabilizing mechanisms of aeroplanes. B 19. 8. 25. V 16. 3. 26.
Selbsttätige Stabilisierung mittels Fühlfläche.

A. 1576918. C. S. **Jones,** Wyandotte, Mich. Toy aeroplane. B 31. 7. 25. V 16. 3. 26.
Modell-Flugzeug mit zwei hinten angeordneten Luftschrauben mit Gummischnurantrieb.

A. 1576977. H. **Junkers,** Dessau. Flying machine. B 28. 6. 20. V 16. 3. 26.
Selbsttragendes, ungebrochen durch den Rumpf sich erstreckendes Tragdeck.

A. 1576995. C. O. **Prowse,** New York. Aerofoil. B 22. 6. 21. V 16. 3. 26.
Schmiegsame, in ihrer Wölbung änderbare Tragfläche, etwa von Zanoniaform.

A. 1577384. C. **Magerkurth,** Lima, Peru. Helicopter. B 1. 5. 25. V 16. 3. 26.
Von Luftschrauben angetriebene Zellen als Hubschrauber-Drehflächen.

A. 1577389. E. F. **Merritt** (Ass.: F. L. **Merritt**), East Boston, Mass. Aeroplane. B 5. 12. 23. V 16. 3. 26.
Flugmaschine mit Traggasfüllung in den Decks.

A. 1577756. J. W. **Reagan,** Elfers, Fla. Balloon. B 10. 12. 24. V 25. 3. 26.
Prall-Luftschiff.

A. 1578069. J. E. **Broyles,** Coco Solo (Ass.: H. E. **Robertson** und T. H. **Weiler,** Russellville, Mo.). Airship. B 9. 4. 25. V 23. 3. 26.
Luftschiff mit Luftschrauben, die mit ihren Motoren zusammen verschwenkbar auf Auslegern angeordnet sind.

A. 1578073. G. **Caproni,** U. **Nobile** und R. **Verduzio,** Rom. Structure and composition of the fuselages, and parts depending thereon for aeroplanes. B 4. 8. 23. V 23. 3. 26.
Rumpf durch Längsebene in zwei für sich herstellbare Hälften geteilt; im Querschnitt etwa sichelförmige Hälfte aus Gitterwerk-Querträgern und Längsstäben.

A. 1578168. R. P. **Pescara,** Barcelona. Machine of aerial navigation. B 25. 4. 22. V 23. 3. 26.
Hubschrauber; Flugzeugrumpf mit Luftschraube hinten; je eine Hubschraube ober- und unterhalb des Rumpfes; Fahrgestell in Verlängerung der Hubschraubenwelle.

A. 1578377. M. W. **Adkins,** Kansas City, Mo. Airplane. B 13. 8. 25. V 30. 3. 26.
Flugmaschine mit Gastragkörper.

England

E. 248447. J. C. **Round,** London. Windrotors. B 2. 12. 24. V 28. 4. 26.
Rotoren mit Magnuseffekt für Schiffsvortrieb werden vom Wind gedreht und sind umsteuerbar eingerichtet.

E. 248471. J. A. **Jefferies,** London. Windmotors. B 5. 12. 24. V 28. 4. 26.
Windmotor aus Rotoren mit Magnuseffekt; die elektrisch angetriebenen Zylinder kreisen von Wind beaufschlagt um eine wagerechte Achse.

E. 248500. G. G. **Parnall** und H. **Bolas,** Bristol. Alighting-gear of aircraft. B 17. 12. 24. V 28. 4. 26.
Ein in einer Bootskörperhöhlung verschwenkbar untergebrachtes Laufrad verschließt die Höhlung, wenn es in Ruhestellung eingeschwenkt ist.

E. 248545. Boulton & Paul, Ltd. und J. D. **North,** Norwich. Construction of leading and trailing edge-fairings for wings and like components of aircraft. B 16. 2. 25. V 28. 4. 26.
Formänderbarer Vorsatz- (Abrundungs-) Körper für Tragflächen-Eintrittskanten.

E. 248708. Soc. An. . . . . **Künzer,** Basel. Parachutes. B 7. 12. 25. V 5. 5. 26.
Abwerfbare Lasten werden von einem Gehäuse getragen, das nach Ablauf einer Zeitspanne (Uhrwerk) einen Fallschirm sich entfalten läßt.

E. 248733. H. C. **Potez,** Levallois-Perret. Aeroplane fins. B 19. 2. 26. V 5. 5. 26.
Der Anstellwinkel der Höhenruder-Dämpfungsfläche ist einstellbar.

E. 248776. R. **Alkan** und G. **Lesourd,** Paris. Apparatus for bombarding from aircraft. B 8. 3. 26. V 5. 5. 26.
Ausklinkvorrichtung für Bombenabwurf.

E. 248777. R. **Alkan** und G. **Lesourd,** Paris. Apparatus for throwing projectiles from aircraft. B 8. 3. 26. V 5. 5. 26.
Ausklinkvorrichtung für Bombenabwurf.

E. 248916. S. E. **Saunders,** Whippingham. Seaplane floats and analogous structures. B 2. 3. 25. V 5. 5. 26.
Schwimmer aus Längshälften zusammengesetzt.

E. 249069. H. **Junkers,** Dessau. Measuring altitude of aircraft. B 26. 9. 25. V 5. 5. 26.
Flughöhenermittlung durch Messung der elektrostatischen Kapazität eines Leiters.

E. 249131. R. **Nuttall,** Sydney, South Wales. Method of and means for raising, sustaining and propelling aircraft. B 11. 3. 26. V 5. 5. 26.
Wendeflügelantrieb.

E. 249463. H. **Junkers,** Aachen. Scaffold frames for use in aircraft construction. Zus. zu 328208. B 23. 7. 25. V 12. 5. 26.
Lehrengerät nach dem Hauptpatent wird windschnittig ausgebildet, um es mittels Flugzeugs an den Ort des zu reparierenden Flugzeugs bringen zu können.

Frankreich

F. 602841. J. E. **Broylès.** Perfectionnements aux dirigeables. B 21. 8. 25. V 17. 3. 26.
Luftschiff mit Steigschacht und herablaßbarer Schwimmgondel.

F. 30179. M. A. **Mazade.** Perfectionnements aux dispositifs contrôleurs ou stabilisateurs pour avions ou autres appareils de navigation aérienne. Zus. zu 573390. B 25. 9. 24. V 29. 3. 26.
Ausdehnung des Gegenstandes des Hauptpatents auf Aneroiddosen u. dgl.

F. 30198. Bouillon Frères. Perfectionnements aux appareils avertisseurs d'incendie plus particulièrement destinés aux appareils de navigation aérienne. Zus. zu 584282. B 22. 10. 24. V 29. 3. 26.
Eine bei Brandnähe sich entzündende Flüssigkeit od. dgl. bewirkt Aufblasen eines Anzeigekörpers in Führernähe.

F. 30215. Leroy, Lajour & Cie. Procédé et appareils de détection de voisinage du sol pour l'atterrissage des machines aéronautiques. Zus. zu 589351. B 21. 1. 25. V 30. 3. 26
Bodenfühlung mittels elektrischer Wellen.

F. 602457. Soc. Ital. E. **Breda** und U. **Abate.** Dispositif de surfaces de commande à compensation des efforts pour aéroplanes et autres véhicules aériens. B 24. 8. 25. V 19. 3. 26.
Hilfssteuerung für Querruder.

F. 602536. A. **Garcia.** Perfectionnements aux hélices et leur application. B 26. 5. 25. V 20. 3. 26
Hubschrauber mit durch Luftschrauben in Drehung zu versetzenden Tragflächen.

F. 602579. Impresa Aeronautica Napoletana. Parachute dorsal. B 24. 7. 25. V 22. 3. 26.
Fallschirmentfaltung mittels Hilfsschirm.

F. 602649. R. L. G. **Gérard.** Démarreur de carlingue et de piste pour tous moteurs d'aviation marine et terrestre. B 3. 12. 24. V 23. 3. 26
Zusammenlegbare und im Flugzeug unterbringbare Andrehvorrichtung für den Motor.

F. 602697. A. P. **Filippi.** Propulseur économique à grand rendement. B 10. 12. 24. V 24. 3. 26.
Luftschraubenform.

F. 30238. R. A. **Bibard.** Appareil d'aviation. Zus. zu 569113. B 10. 3. 25. V 30. 3. 26.
Gehäuse für M.G.-Schützen.

F. 30244. P. J. P. **Ratier.** Hélice à pas variable. Zus. zu 591741. B 17. 3. 25. V 30. 3. 26.
Die Kabelverbindung der Schraubenflügel geht nicht durch die Nabe (wie im Hauptpatent).

F. 30251. J. **Comte.** Procédé de fabrication pour hélices métalliques aériennes et produits nouveaux en résultant. Zus. zu 581712. B 26. 3. 25. V 31. 3. 26.
Formgebung von Metall-Luftschrauben.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

15. Heft | 14. August 1926 | 17. Jahrgang

Zum 10. August 1926.

Von Johann Schütte, Berlin.

Mit dem 10. August 1926 jährt sich der Tag, an dem Otto Lilienthal, der erste Meister menschlicher Fliegekunst, sein Leben für die Eroberung der Luft ließ (s. Abb. 1 u. 2). Sportbegeisterte deutsche Jugend, die nach dem Kriege in der Rhön den Wegen dieses tapferen Mannes erneut nachging und ihn sich zum Vorbild machte, legte zur Ehrung dieses großen Toten den Beginn ihres jährlichen Wettbewerbes auf diesen Tag. So wurde er ein Gedenktag!

Otto Lilienthal ist heute in der internationalen Flugwelt als der Vater des modernen Fliegens anerkannt, und ich glaube, daß das ganze deutsche Volk es nicht versäumen sollte, diesen Gedanken in einem Denkmal, das es nur ehren kann, festzuhalten.



Abb. 1. Otto Lilienthal.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt sieht es jedenfalls als Ehrenpflicht und Aufgabe an:

1. den Lilienthal-Hügel am Karpfenteich in Groß-Lichterfelde-Ost bei Berlin (s. Abb. 3 und 4) als »historische Stätte« von Weltruf, die als Ausgangspunkt für den Menschenflug und für die Flugtechnik zu betrachten ist, für dies Denkmal zu gewinnen,

2. eine Gedenkstätte zu errichten:

a) für Otto Lilienthal, der von diesem Hügel den ersten Flug gemacht hat,

b) für alle die Männer, die sich in der Folge um das Flugwesen besondere Verdienste erworben haben,

c) für die gefallenen deutschen Flieger einen Ruhmeshain zu schaffen, der in der deutschen Jugend die Erinnerung an die stolzen Leistungen der Luftstreitkräfte im Weltkriege wach-

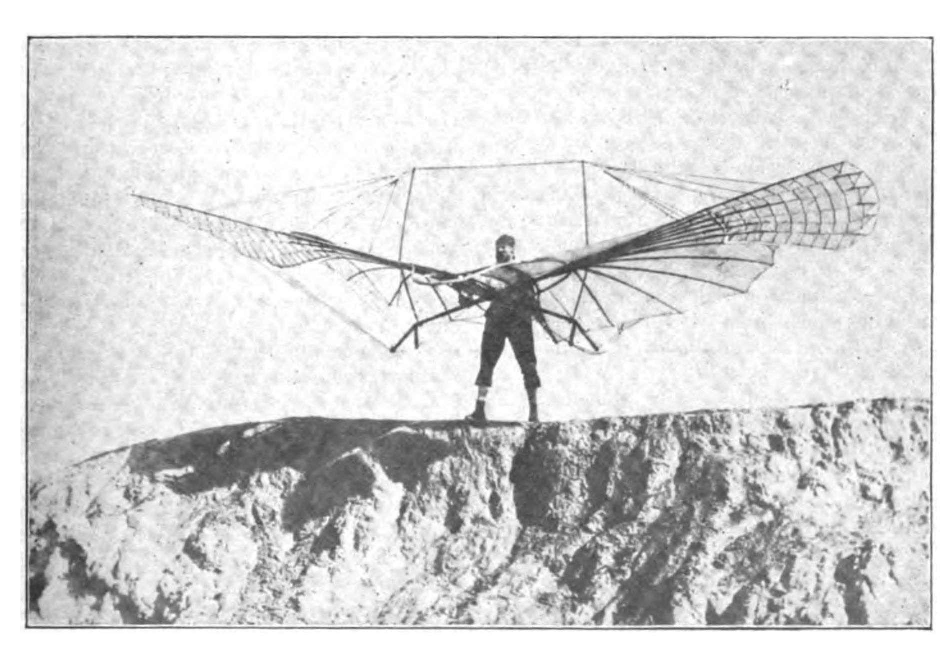


Abb. 2. Otto Lilienthal mit einem Schlagflügel-Flugzeug mit Schwungfedern auf den Stöllener Bergen bei Rhinow.

hält und den Toten zur Ehrung, den Lebenden zur Mahnung!

3. eine Sammlungsstätte zu errichten für alle historischen Belange der deutschen Luftfahrt.

Die Verhandlungen der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt mit der Stadt Berlin sind so weit gediehen, daß diese sich die historische Stätte gesichert hat und daß damit die Errichtung eines »Lilienthal-Haines« in die nahe Zukunft gerückt ist.

Die Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt beabsichtigt, Ende September an dem Lilienthal-Hügel am Karpfenteich eine schlichte Feier zu Ehren unseres Altmeisters der Fliegekunst abzuhalten.

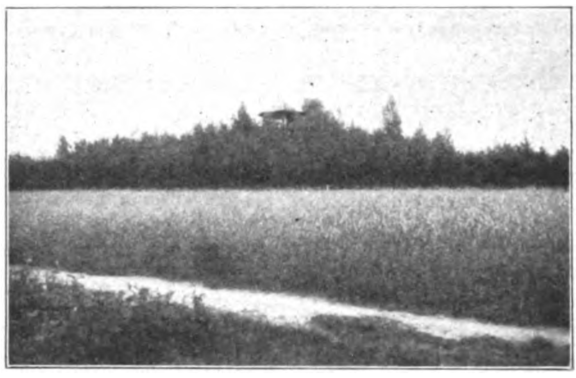


Abb. 3. Der Lilienthal-Hügel in Lichterfelde in seinem jetzigen Zustande.

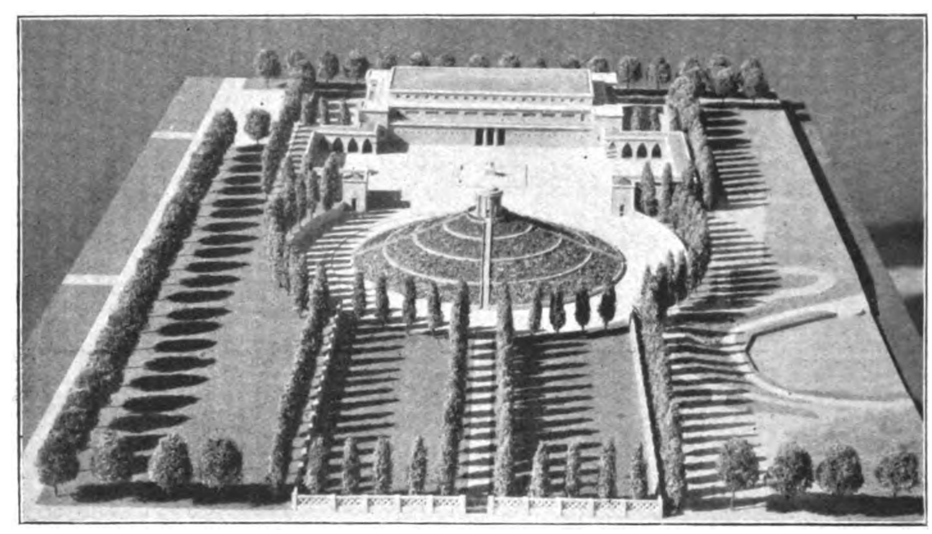


Abb. 4. Der »Lilienthal-Hain«. Projekt: Architekt B.D.A. Karl Joh. Moßner, Berlin-München.

Die Startstrecke bei Flugzeugen.

Von A. Pröll, Hannover.

Mit der fortschreitenden Entwicklung des Flugverkehrs gewinnt die Flugplatzfrage eine stetig wachsende Bedeutung. Und es ist weniger die gute Landungsmöglichkeit als die unbedingte Startsicherheit, die bei der Auswahl eines geeigneten Platzes nicht selten Schwierigkeiten bereitet. Denn die Landung kann heute selbst auf kleinen Plätzen durchgeführt werden, da die moderne Flugtechnik über allerlei Mittel verfügt, welche eine wirksame Verkürzung des Landungsweges auch bei großen und raschen Verkehrsflugzeugen gestatten. Es ist nur ein wirklich glatter Platz erforderlich, der eventuell auch schwach geneigt sein darf, und dessen Abmessungen nach allen Seiten etwa 200 m bei genügend flachen Anflugsmöglichkeiten nicht zu überschreiten brauchen. Auch bei nicht ganz einwandfreier Beschaffenheit des Untergrundes genügt ein solcher Platz jedenfalls zur Notlandung; aber ein Start wird von dort aus nur unter günstigen Windverhältnissen, in den meisten Fällen aber überhaupt nicht möglich sein.

Die Startbedingungen sind ja von denen einer Landung ganz verschieden, und es ist sehr viel schwieriger, mit einem schlecht steigenden Flugzeug über angrenzende Baumreihen oder Häuser hinweg zu starten, als mit dem gleichen Flugzeug auf demselben Platz zu landen. Die Strecke des »Ausrollens« nach der Bodenberührung bei der »Landung« ist fast stets erheblich kürzer als das »Anrollen« und »Anschweben« bei einem normalen Start[1]). So hat man beispielsweise bei schwer belasteten neueren Verkehrsflugzeugen Startwege von 600 bis 700 m festgestellt, während zur Landung nur etwa 150 m erforderlich waren. Es ist klar, daß diese Verhältnisse für den Flugplatzleiter einer Verkehrsgesellschaft einen steten Gegenstand der Sorge bilden, und daß diesen Vorgängen ganz besondere Aufmerksamkeit gewidmet werden muß.

Es erhebt sich besonders die Frage nach der Möglichkeit einer Verkürzung des Startweges, als welchen man die ganze Strecke vom Beginn der Bewegung bis zur endgültigen Loslösung des Flugzeugs vom Erdboden bezeichnen kann. Aber auch die nächste Fortsetzung dieses Anrollens zum Start, das »Anschweben«, bei dem das Flugzeug unter wachsender Geschwindigkeit noch unmittelbar über dem Erdboden fliegend kinetische Energie vor dem Steigen ansammelt, gehört mit zum Startvorgang. Denn dieser ist erst, nachdem der Anstieg unter einem genügend steilen Winkel eingesetzt hat und bis zu einer bestimmten Höhe gelangt ist, als beendet anzusehen.

Gelegentlich pflegt man dies durch bestimmte zahlenmäßige Forderungen (z. B. 20 m Flughöhe nach 600 bis 700 m Startweg) praktisch festzulegen. Durch solche Forderungen, die aus der Erfahrung entnommen sind, bestimmt sich dann die Mindestgröße eines brauchbaren Flugplatzes für die verwendeten Verkehrsflugzeuge.

Künstliche Mittel zur Verminderung des Startweges sind nicht so wirksam und auch nicht so vielseitig verwendbar, wie bei der Verkürzung der Landung, denn die verzögernden Einflüsse bei der letzteren sind immer viel leichter und auf einfachere Weise zu erreichen als die beschleunigenden für den Start. (Beispielsweise wirkt die Spornbremsung für die Landung günstig, für den Startweg verlängernd, und selbst bei dem neuen spanischen Flugzeug

[1]) Nur bei Flugzeugen mit sehr großer Steigfähigkeit (infolge starken Motors) bei gleichzeitiger hoher Flächenbelastung kann der Startweg kürzer als der Weg zum Ausrollen werden.

»Autogiro« ist der Startweg noch ca. 150 m lang, gegen 20 m Landungsstrecke.)

Es liegt nahe, zunächst zu untersuchen, wann und wie ein möglichst kurzer Startweg mit den gewöhnlichen Mitteln erreicht werden kann, das heißt durch Anfahren mit Vollgas und durch entsprechende Betätigung des Höhenleitwerks. Ist dabei überhaupt eine möglichst günstige Wirkung durch geschicktes Steuern zu erreichen, und lohnt es sich, verschiedene Möglichkeiten zu untersuchen?

In Frage kommen wesentlich zwei Arten, durch die der Gesamtweg (Anrollen + Anschweben + erster Anstieg) ein Minimum werden kann.

Es sind dies

1. Anrollen und Anschweben bis zur Erreichung möglichst hoher Geschwindigkeit dicht über dem Boden, dann erst kräftiges Aufziehen zu raschem Steigen.
2. Abheben des Flugzeugs sobald dies irgendmöglich ist und Anstieg unter verhältnismäßig großem Anstellwinkel.

Diese Fälle sowie alle übrigen denkbaren Kombinationen lassen sich mit einer einzigen Grundgleichung erfassen, die aus der Energiegleichung für den gradlinigen Flug folgt: Ist G das Flugzeuggewicht, v die Geschwindigkeit, s die Startstrecke, so ist

$$\frac{G}{g}\, v\, d\, v = d\, s \text{ (Schraubenzug — Lnftwiderstand — Fahrtreibung)} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots (1)$$

Hier kann man die rechte Seite auf eine quadratische Funktion der Geschwindigkeit bringen[1]) in der Form $(a - c v^2)$ und man findet dann als allgemeine Lösung

$$S = \frac{G}{2 g c} \ln \frac{a - c v_0^2}{a - c v^2} \quad \ldots \ldots (5)$$

wenn die Integration zwischen den Geschwindigkeitsgrenzen v_0 (Anfangsgeschwindigkeit) und v (etwa »Startgeschwindigkeit«) genommen werden.

Wenn die Geschwindigkeit beim Anrollen den Wert v_1 erreicht hat, bei dem ein Abheben des Flugzeugs schon möglich wird und dies durch Steuerbetätigung erreicht wird, so schwebt es von jetzt ab mit stetigem Geschwindigkeitszuwachs über dem Boden weiter bis zum Erreichen einer genügenden Geschwindigkeit v_2 zum Anstieg. Dieser zweite Teil des Startes, das »Anschweben« wird durch dieselben Gleichungen nur mit den anderen Konstanten

$$a_2 = C \text{ und } c_2 = B + \varepsilon_2 c_a \frac{F\gamma}{2g} \quad \ldots . (4b)$$

[1]) Unter der Voraussetzung, daß der Propellerzug der Gleichung

$$S = C - B v^2 \ldots \ldots \ldots . (2)$$

folgt, daß weiter die gesamte Reibung (Rollwiderstand und Zapfenreibung) des Fahrwerks durch die Beziehung

$$R = \mu (G - A) \quad \ldots \ldots . (2a)$$

mit A als Auftrieb und μ als Reibungskoeffizienten beherrscht wird, ergibt sich der allgemeine Ausdruck für den Startweg durch den Ansatz

$$\frac{G}{g} v d v = d s \left\{(C - B v^2) - c_w \frac{\gamma}{2g} F v^2 - \right.$$
$$\left. - \mu \left(G - c_a \frac{\gamma}{2g} F v^2\right)\right\} \ldots \ldots . (3)$$

$$s = \frac{G}{g} \int_{v_0}^{v} \frac{v\, d v}{(C - \mu G) - v^2 \left(B + (c_w - \mu c_a) \frac{\gamma}{2g} F\right)} =$$
$$= \frac{G}{g} \int_{v_0}^{v} \frac{v\, d v}{a - c v^2} \ldots \ldots . (4)$$

Hierin ist für den ersten Teil des Startweges, das »Anrollen«

$$a_1 = C - \mu G \quad c_1 = B + (\varepsilon_1 - \mu) c_a \frac{\gamma}{2g} F \quad . . (4a)$$

wobei die Gleitzahl ε_1 und c_a sich auf den Anstellwinkel während des Anrollens beziehen, und F für Flügelfläche ist.

sowie der Anfangsbedingung $v = v_1$ berechnet. Es ist dann der Startweg für die ersten beiden Teile

$$s_1 + s_2 = \frac{G}{2g} \left\{\frac{1}{c_1} \ln \frac{a_1}{a_1 - c_1 v_1^2} + \frac{1}{c_2} \ln \frac{a_2 - c_2 v_1^2}{a_2 - c_2 v_2^2}\right\} \quad (6)$$

Ein analytisches Minimum für diese Größe besteht nicht soferne v_2 gegeben und das günstigste v_1 gesucht wird. Man erkennt aber leicht aus der Zahlentafel 1 des Beispiels, daß es zweckmäßig ist, v_1 so klein als möglich zu wählen, d. h. sobald als möglich vom Boden frei zu kommen und dann ohne Anstieg den weiteren Geschwindigkeitszuwachs im Anschweben zu erzielen. (Eine oft beobachtete Tatsache ist dabei die günstige Wirkung des Tiefdeckers mit seinem kurzen Start, was allerdings nicht ganz den rein theoretischen Voraussagen entspricht.)

Zur Abschätzung des dritten Teiles, des Anstiegs auf $h = 20$ m Höhe (wobei im allgemeinen auch die angesammelte kinetische Energie ausgenützt werden wird), dient die folgende Überlegung: Gibt man am Schlusse des Anschwebens stark Höhensteuer, so beschreibt das Flugzeug im verzögerten Fluge eine nach aufwärts gekrümmte Bahn mit dem aus der Fliehkraft sich berechnenden anfänglichen Krümmungshalbmesser

$$\varrho_2 = \frac{v_2^2}{g\left(\frac{A}{G} - \frac{1}{F}\right)} \ldots \ldots \ldots (7)$$

(hier ist A der entstehende große Auftrieb

$$= c_{a\,\max} \frac{\gamma}{2g} v_2^2,$$

zu dem im unbeschleunigten Fluge $v_{\min}$ gehört).

ϱ vergrößert sich mit abnehmender Geschwindigkeit und wird schließlich mit v_3 den Wert

$$\varrho_3 = \frac{1}{g}\left(\frac{v_3^2 v_{\min}^2}{v_3^2 - v_{\min}^2}\right) \ldots \ldots . (7a)$$

annehmen. Bei den geringen für diese Betrachtung vorkommenden Höhen kann die entstehende Bahn genau genug als ein Kreisbogen mit dem mittleren Radius

$$\varrho_m = \frac{1}{2}(\varrho_2 + \varrho_3) \ldots \ldots \ldots (8)$$

und der Bogenlänge

$$s_3' = \sqrt{2 \varrho_m h_1}$$

angesehen werden, wobei h_1 die sprungweise erreichte Höhe aus der Energiebeziehung

$$G h_1 + W_m s_3' = \frac{G}{g} \frac{v_2^2 - v_3^2}{2} + 75 N \eta \left(\frac{2 s_3'}{v_2 + v_3}\right)^{1)} \quad (9)$$

berechnet werden kann. Auch genügt es, den mittleren Widerstand W_m einzusetzen, der sich berechnet aus

$$W_m = c_{w\max} \frac{\gamma}{2g} F \left(\frac{v_2 + v_3}{2}\right)^2 = \left(\frac{v_2 + v_3}{2 v_{\min}}\right)^2 G \frac{1}{\varepsilon_0} \ . (10)$$

(ε_0 Gleitwinkel für größtes c_a).

Es folgt schließlich aus einer quadratischen Gleichung für

$$h_1 = (a + \beta^2 \varrho_m) - \sqrt{(a + \beta^2 \varrho_m)^2 - a^2}^{\,2)} \ldots (11)$$

und der zugehörige Weg längs des Bogens

$$s_3' = \sqrt{2 h_1 \varrho_m}^{\,3)} \ldots \ldots \ldots (12)$$

[1]) $\frac{2 s_3'}{v_2 + v_3}$ ist die angenäherte Zeitdauer des Anstiegs auf h_1.

[2]) Hierin ist zur Abkürzung gesetzt

$$\left.\begin{aligned} a &= \frac{v_2^2 - v_3^2}{2g}, \quad \beta = \left\{W_m - \frac{2 N \cdot \eta \cdot 75}{(v_2 + v_3)}\right\} \frac{1}{G} \\ \varrho_m &\text{ wie oben} \\ &= \frac{1}{2g}\left\{\frac{v_2^2 v_{\min}^2}{v_2^2 - v_{\min}^2} + \frac{v_3^2 v_{\min}^2}{v_3^2 - v_{\min}^2}\right\} \end{aligned}\right\} . (13)$$

[3]) Die eigentlich in Frage kommende Horizontalprojektion von s_3' ist wegen der geringen Steigwinkel, bzw. wegen der Kleinheit von $\left(\frac{h_1}{\varrho_m}\right)$ mit dem Bogenwert praktisch gleichzusetzen.

Hierzu kommt dann noch der Anstieg von h_1 auf h mit konstanter (bester) Steiggeschwindigkeit v_s und mit der Fluggeschwindigkeit v_3; v_s und v_3 sind aber für jedes Flugzeug bekannt, so daß der letzte Teil des Startweges zu

$$(h - h_1)\frac{v_3}{v_s} = s_3''$$

ermittelt wird. Die Flugbahnen in diesem dritten Teil des Startes sehen daher bei verschiedenen Geschwindigkeiten v_2 so aus, wie sie in Abb. 1 gekennzeichnet sind, und lassen damit erkennen, daß auch die Wahl von v_2 nicht ohne Einfluß auf die Kürze des Gesamtstartweges ist.

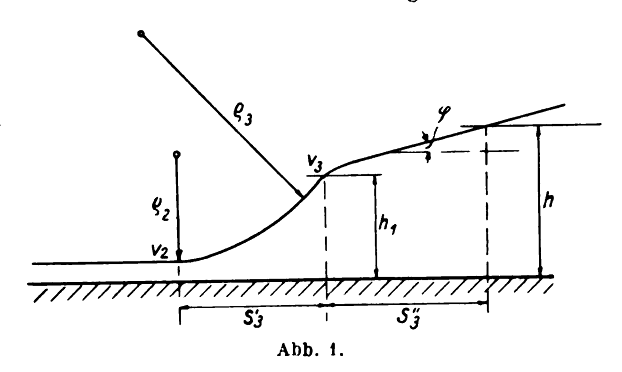


Abb. 1.

Denn da nach dem Vorhergehenden v_1 möglichst klein ist, ebenso v_3 festgelegt erscheint, so ist in der Wahl von v_2 ein Spielraum frei von der unteren Grenze $v_2 = v_1$ bzw. v_3 (Abheben und Steigen ohne Beschleunigung) bis zu $v_2 = v_{max}$ und damit zu einem ausgesprochen sprungweisen Start.

Wegen der verwickelten Beziehungen (6), (11) ist es nicht zweckmäßig, einen analytischen Ausdruck für das Minimum des Gesamtweges s in Abhängigkeit von v_2 zu suchen; es ist besser, an Hand eines Zahlenbeispiels die typischen Fälle herauszulesen. Dafür gibt das später folgende Beispiel und die dazugehörigen Abbildungen genügenden Überblick.

Vorerst sind aber noch die allgemeinen Beiwerte in der Gleichung (4) näher zu bestimmen, vor allem der Standzugwert $S_0 = C$ und der Flugbeiwert B des Propellers.

Von nicht geringem Einfluß ist auch das spez. Gewicht der Luft (in Gleichung (4), bzw. in der Konstante c). Es vermag die Startwege nicht unwesentlich zu verändern, wenn etwa durch erhöhte Bodentemperatur γ merklich kleiner wird.

Der Propellerzug am Stande läßt sich bekanntlich bei gegebenem Durchmesser, Steigung, Form und Flügelzahl aus Versuchskurven ermitteln, die in großer Menge für verschiedene Schrauben aufgestellt worden sind. In unserem Fall handelt es sich aber um eine allgemeine Beziehung zwischen nomineller Motorleistung und den zu erwartenden Schraubenstandzug. Aus der Strahltheorie des Propellers gelangt man zu folgenden Ergebnissen.

Ist w die zusätzliche (Reaktions-) Geschwindigkeit im austretenden Schraubenstrahl, so ist der Schub

$$S_0 = \frac{\pi D^2}{4}\,\frac{\gamma}{g}\,\frac{w^2}{2},$$

die Leistung

$$L_0 = \frac{\pi D^2}{4}\,\frac{\gamma}{g}\,\frac{w^3}{4}$$

somit

$$S_0 = \sqrt[3]{\frac{\gamma}{2g}\,\pi D^2 L_0^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (14)$$

Setzt man hier

$L_0 \sim 0{,}8 \cdot 75\, N\,(\text{PS}) = 0{,}8 \cdot 75 \cdot 360$ [1] $= 21\,600$ kgm/s

und $\frac{\pi D^2}{4} = 7\ \text{m}^2$, so folgt $S_0 = 930$ kg.

Bei dieser Rechnung wurde ein 360 PS-Motor zugrundegelegt, wie er in dem nachfolgenden Beispiel verwendet werden soll.

Auch durch den Vergleich der Standzugwerte bei verschiedenen Motoren und sonst ähnlich gebauten Propellern erhält man aus Formel (14) die Beziehung

$$S_0 : S_0' = \sqrt[3]{N^2} : \sqrt[3]{N'^2} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (14a)$$

Beim 160 PS-Daimler-Motor wurde nun durch eine große Zahl von Standzugversuchen mit verschiedenen Propellern ein mittlerer Wert $S_0 \sim 550$ kg festgestellt [1]. Es wird daher bei dem 360 PS-Motor unter ähnlichen Verhältnissen $S_0 = 950$ kg betragen können, womit wir eine nahe Bestätigung der oben berechneten Zahl erhalten.

Der Propeller holt bekanntlich vom Standlauf bis zum vollen Fluge an Touren auf (je nach der Blattbreite und Form des Propellers mehr oder weniger, im nachfolgenden Beispiel etwa von $n = 1350$ bis $n = 1600$). Sind in Abb. 2 die Zugkurven für $n = 1400$ und $n = 1600$ als flache Parabeln gezeichnet, so ist der Verlauf des Propellerzugs während des Startes mit wachsender Geschwindigkeit durch die gestrichelte Linie gekennzeichnet, die ihrerseits auch wieder als Parabel $S = M - Kv^2$ angesetzt werden kann.

(Es ist übrigens ebenso möglich, eine solche Propellerzugformel aus Beobachtungen über das Anrollen und die Startgeschwindigkeit v_1 beim Abheben zu ermitteln, vorausgesetzt, daß die maßgebenden Zahlen Gleitwinkel ε, c_a, Reibungsziffer und Propellerwirkungsgrad bekannt sind, was natürlich nur angenähert der Fall sein wird. Die Rechnung ist daher auch reichlich unsicher!)

In der kürzlich erschienenen Ausschreibung zum Süddeutschland-Flug 1926 wird gesagt: »Die Abnahme des Schraubenzuges und die Zunahme des Luftwiderstandes mit der Geschwindigkeit werden durch die Abnahme der Bodenreibung infolge Auftriebs gerade ausgeglichen, so daß die Beschleunigung während des Starts konstant bleibt.«

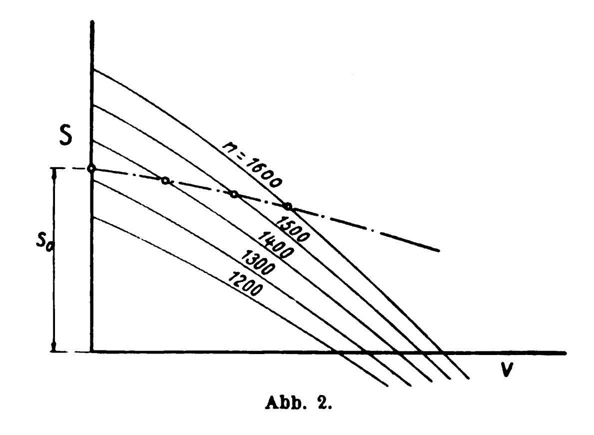


Abb. 2.

Wäre dies allgemein der Fall, so würde die hier aufgestellte Formel (4) sich durch Fortfall des Geschwindigkeitsgliedes wenigstens für das Anrollen wesentlich vereinfachen, und es bliebe

$$S_1 = \frac{G}{2g}\left(\frac{v_1^2}{a_1}\right)\left(\frac{v_1^2}{C - \mu G}\right) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (6a)$$

Man hätte dann freilich nur die Möglichkeit, durch das in engen Grenzen veränderliche C (andere Propeller!) in geringem Maße die Beschleunigung und damit den ersten Teil des Startwegs zu verändern. Wir wollen an Zahlenwerten die obige Aussage prüfen und wählen dazu ein Verkehrsflugzeug mit den Daten

Gewicht G = ...	3200 kg
Motorleistung	360 PS
Fläche F = ...	62 m²

[1]) Weil nämlich die Standleistung bei Vollgas nur etwa 0,8 der Maximalleistung im Fluge beträgt.

[1]) Versuche des Verfassers auf dem österr. Heeresflugplatz Aspern bei Wien.



Propellerwirkungsgrad η:
im Horizontalflug . . . . 65 vH
im Steigflug . . . . 62 vH
Gleitwinkel im Horizontalflug $\varepsilon = {}^1/_{7,5}$,
Gleitwinkel im Steigflug $^1/_7$ bzw. $^1/_{6,5}$.
Auf den Radumfang bezogener Reibungskoeffizient μ
der Zapfenreibung . . . 0,006 } zusammen
des Rollwiderstandes . . 0,074 } 0,08.

Dann ist der Widerstand im Horizontalflug $\frac{3200}{7,5} = 426$ kg und die Geschwindigkeit

$$v_{\text{hor.}} = \frac{360 \cdot 75 \cdot 0,65}{426} = 41,2 \text{ m/s}.$$

Im unbeschleunigten Steigflug kann $v \sim 28$ m/s ($c_a \sim 0,9$) angenommen werden, wobei eine Steiggeschwindigkeit von $v_s \sim 1,2$ m/s erreicht werden wird.

Für den größten Anstellwinkel, bzw. $c_{a\,max} = 1,1$ ist $\varepsilon = \frac{1}{6,5}$ und $v = 27,4$ m/s (Geschwindigkeit bei der frühestens das Abheben des Flugzeugs erfolgen kann, Steiggeschwindigkeit $v_s \sim 1$ m/s).

Daraus folgen die nachstehenden konstanten Beiwerte:

$$a_1 = 950 - 0,08 \cdot 3200 = 700 \text{ kg}$$

weiter ist im Horizontalflug $S = 426 = C - B \cdot v^2{}_{max} = 950 - B \cdot 41,2^2$, woraus $B = 0,31$ folgt, und es wird nun:

$$c = 0,31 + (\varepsilon - 0,08)\, c_a \frac{62}{16}$$

$$\text{für } c_a = 0,5,\quad \varepsilon = \frac{1}{7,5},\quad c = 0,41$$

$$\text{»}\quad c_a = 0,9,\quad \varepsilon = \frac{1}{7},\quad c = 0,524.$$

Es ist dann der erste und zweite Teil des Startweges je nach der Art des Startens mit Hilfe der Gleichung (4) zu berechnen, der dritte Teil (Anstieg) nach Gleichung (11) und (12).

1. Start unter kleinstem Gleitwinkel ($c_a = 0,41$) von 0 bis zur Geschwindigkeit v_1. In der Zahlentafel 1 sind die

Zahlentafel 1.

Anrollen und Anschweben mit $c_a = 0,49$ bei verschiedenen v_1 und mit $v_2 = 40$ m/s.

Geschwindigkeit v_1	28	30	32	34	36	38	40
s_1	240	290	350	430	545	715	1070
s_2	660	622	574	510	422	293	0
$s_1 + s_2$	900	912	924	940	967	1008	1070

entsprechenden Startwege für verschiedene v_1 angegeben; in der zweiten Zeile befindet sich s_2 wobei die gemeinsame Endgeschwindigkeit $v_2 = 40$ m/s eingesetzt wurde. Wie schon oben bemerkt, zeigt sich, daß der Gesamtweg mit wachsendem v_1 zunimmt, wenn auch nur in geringem Maße.

Wählt man daher die möglichst kleine Geschwindigkeit $v_1 = 28$ m/s für den Moment des Abhebens, so zeigt Zahlentafel 2 den Einfluß der verschiedenen Geschwindigkeiten v_2 (für den Beginn des Anstieges) und gibt gleichzeitig auch die Werte h_1, s_3 für den dritten Teil des Startweges und die Gesamtlänge desselben an.

Zahlentafel 2.

Anrollen bis $v_1 = 28$ m/s $s_1 = 240$ m $c_a = 0,49$ (konstantes Ansteigen mit $v_3 = 30$ m/s).

Geschwindigkeit v_2	30	32	34	36	38	40
s_2	35	86	145	240	368	660
$s_1 + s_2$	270	326	385	480	608	900
Hebung auf Höhe (h_1) .	(0)	(4,6)	(8,6)	(12,6)	(17,9)	(23,2)
Weg s_3' (bis zur Höhe h_1)	0	60	75	90	105	(bis 20 m) 110
Weiterer Anstiegsweg s_3'' auf $h = 20$ m (Steigwinkel $\frac{1}{25}$)	500	382	285	185	52	0
Gesamtstartstrecke $s_1 + s_2 + s_3' + s_3''$ . .	775	768	745	755	765	1010

2. Ganz analog ist die Rechnung anzusetzen für den Start mit großem Anstellwinkel ($c_a = 0,9$). Die entsprechenden Ergebnisse finden sich in Zahlentafel 3 und in den Diagrammen Abb. 3 und 4.

Zahlentafel 3.

Anrollen bis $v_1 = 28$ m/s $s_1 = 288$ $c_a = 0,9$; v_2 veränderlich, $v_3 = 30$ m/s.

Geschwindigkeit v_2	30	32	34
s_2	69	184	490
$s_1 + s_2$	357	472	778
Hebung auf Höhe (h_1) . .	(0)	(4,6)	(8,6)
Weg dazu s_3'	0	60	75
Weiteres Ansteigen auf 20 m; Weg s_3''	500	382	285
Gesamtstartweg	857	914	1138

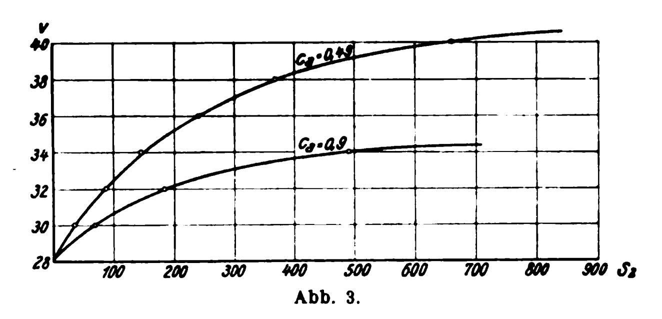


Abb. 3.

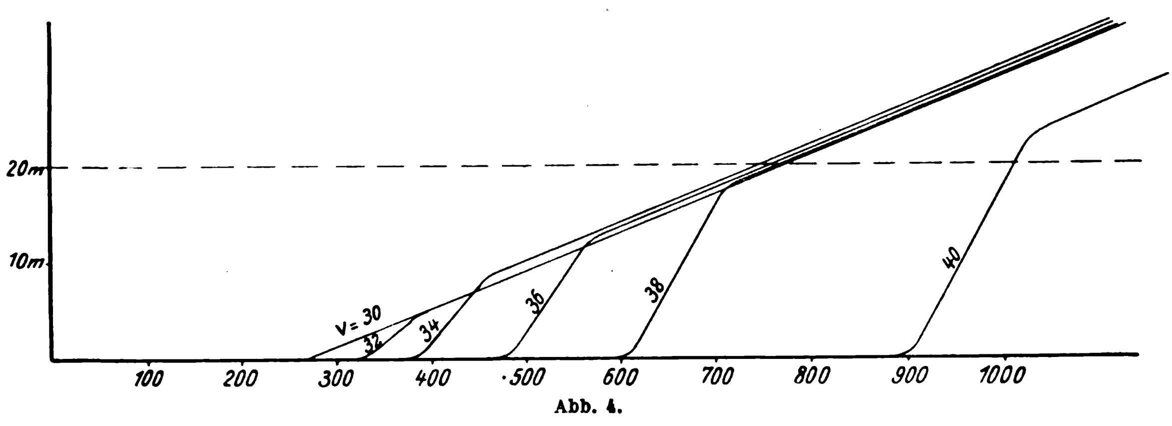


Abb. 4.

Aus diesen Zahlen geht mit aller Deutlichkeit hervor, daß es nicht zweckmäßig ist, das Flugzeug allzulange »anschweben« zu lassen, sondern daß der Anstiegsbeginn mit einer die günstigste Anstiegsfluggeschwindigkeit (hier $v \sim 30$ m/s) nur wenig übersteigenden (34 m/s) die kürzesten Gesamtstartwege ergibt einschließlich der ersten 20 m Höhe.

Von recht bedeutendem Einfluß ist aber der Wert der Bodenreibungsziffer μ, die hauptsächlich vom Rollwiderstand (Einsinken auf weichem Boden) bedingt wird. Das »Anrollen« bis auf die kleinste erforderliche »Abhebe«-geschwindigkeit von 28 m/s erfordert die Wegstrecken s_1 für

μ =	0,08	0,12	0,16	0,2
s_1 =	245	260	382	540

Es kann somit bei unrichtigem Einsetzen des Reibungskoeffizienten μ namentlich dann ein sehr falsches Ergebnis herauskommen, wenn die Geschwindigkeit schon nahe an ihrem Höchstwert angekommen ist.

Würde die oben durch Gleichung (6a) ausgesprochene Bedingung konstanter Beschleunigung während des Anrollens zutreffen, so hätte man für unser Beispiel mit $\mu = 0,08$

v_1 =	28	32	36	40 m/s
s_1 =	180	234	296	366 »
		mit $\mu = 0,1$		
s_1 =	198	260	330	405 m/s,

also erheblich geringere Beträge als sie nach Zahlentafel 1 herauskommen. Der Unterschied ist besonders durch die in Wirklichkeit viel geringere Beschleunigung bei den höheren Geschwindigkeiten bedingt.

Jedenfalls wird es zweckmäßiger sein, von vornherein »gedrückt« zu fliegen, und dadurch schneller auf Geschwindigkeit zu kommen, als umgekehrt mit großem Anstellwinkel während des Startes zu rollen in der Absicht, den Auftrieb zu erhöhen und die Reibung zu verkleinern.

Der größte Teil des Startweges wird von dem Anrollen eingenommen. Um diesen herabzusetzen, erscheint es am wirksamsten, den Standzug C der Schraube zu erhöhen, entweder durch besonders gebaute Propeller (vor allem Verstellpropeller!), die auch im Standlauf die volle Motorleistung auszunützen gestatten!) oder durch großen Leistungsüberschuß während des Startes.

Ein solcher wird zwar auch im Fluge unter Umständen recht wertvoll sein, im allgemeinen aber durch eine unerwünschte Vermehrung der nicht zahlenden Last (im Motorgewicht) doch recht teuer erkauft werden. Demgegenüber wäre eine Lösung wünschenswert, bei der der erforderliche Leistungsüberschuß durch Energiezufuhr von außen, ev. durch Aufspeicherung von Energie vor dem Start gefunden wird.

Künstliche Mittel zur Verkürzung des Startweges.

Auch schon früher wurden Mittel angewendet, die außerhalb des Flugzeuges angebracht, seinen Startweg verkürzen sollten. So wurde das alte Wright-Flugzeug bei dem bekannten Katapult-Start auf kurzem Wege durch ein fallendes Gewicht sehr stark beschleunigt, und ähnliche Einrichtungen (Druckluft) sind bekanntlich heute auf amerikanischen Kriegsschiffen in Gebrauch, um kleine Begleitflugzeuge vom Schiffe aus zu starten. Dieses Verfahren wirkt auf Erhöhung der Zugkraft, also auf (erhebliche) Vergrößerung von a (bzw. C). Damit ist aber noch nicht die genügend rasche Erhebung der Flugbahn gewährleistet, wie diese etwa durch die erwähnte Bedingung, 20 m Höhe nach möglichst geringem Wege gefordert wird. Nach der Strecke s_0 des Katapultstarts, die gegenüber dem früher berechneten s_{1+2} erheblich kleiner ausfällt, steigt das Flugzeug wie vorher auf einem Wege s_3 und die ganze Startstrecke ist also nur im Verhältnis $\frac{s_0 + s_3}{s_1 + s_2 + s_3}$ gegen früher verkürzt[1]).

Einen anderen Weg schlägt La Cierva mit seinem »Auto-Giro« — oder Windmühlen-Flugzeug — ein. So lange die Drehflügel nicht künstlich beim Start in Rotation versetzt werden, ist ein Vorteil kaum vorhanden und tatsächlich ist der Startweg dieses eigenartigen Flugzeuges bisher noch sehr groß gewesen gegenüber dem bekannten auffallend kurzen Landungsweg. Aber gerade hier besteht die Möglichkeit, vor dem Start Energie anzusammeln, indem man künstlich die Flügel in rasche Drehung versetzt. Dadurch erreicht man während des Startes ein sehr erheblich vergrößertes c_a infolge größerer Relativgeschwindigkeit der Flügel. Man hat versucht, und zwar mit Erfolg, durch Abzug eines Seiles diese Drehung vor dem Start zu bewerkstelligen. Es ist aber wohl anzunehmen, daß sie später eine günstigere motorische Übertragung zu gleichem Zwecke finden wird.

Das eben gebrachte Beispiel zeigt einen aussichtsreichen Weg an, auf dem eine Verkürzung der Startlänge erreicht werden könnte; Energiezufuhr von außen und Aufspeicherung derselben im Flugzeug vor dem Start. Mit den bestehenden Flugzeugen und ihren festen Flügeln scheint dieser Weg aber vorläufig noch nicht beschreitbar zu sein. Dagegen gewinnt ein schon wiederholt gemachter Vorschlag in dieser Hinsicht trotz des scheinbar abenteuerlichen Aussehens Interesse und wohl auch Sinn.

Es handelt sich darum das schwer startende Flugzeug durch ein leichtes »Schlepperflugzeug« beim Start zu beschleunigen und zu unterstützen. Es ist dies so gedacht, daß das Schlepperflugzeug — ein normales aber fast unbelastetes Flugzeug mit entsprechend großer Steigkraftreserve — in geringer Höhe über dem startenden Flugzeug hinfliegt und in einem gegebenen Augenblick durch ein Seil mit dem letzteren gekuppelt wird. Da das obere Flugzeug zunächst rascher fliegt als das schon mit großer Geschwindigkeit rollende Startflugzeug, so wird in dem Seil eine Zugkraft Z eintreten, die sowohl beschleunigend als auch hebend auf das untere Flugzeug wirkt und dessen Startweg nicht unwesentlich verkürzt. Das Schlepperflugzeug wird dagegen nach dem Ankuppeln sich so verhalten wie ein (plötzlich) stark beschwertes Flugzeug in der Nähe des überzogenen Zustandes.

Nach obigem handelt es sich vor allem um Verkürzung der ersten beiden Teile des Startweges, und aus der Zahlentafel 1 ist ersichtlich, daß deren größter Teil dazu verbraucht wird, um die höheren Geschwindigkeiten (über 30 m/s) zu erreichen. Bis zu dieser Geschwindigkeit ist der Startweg (etwa 270 m) noch gering und eine Hilfe ist bis dahin durch den Schlepper weder nötig noch auch möglich. Danach aber müßte schon während des Anschwebens die Starthilfe einsetzen, bei der das Schlepperflugzeug in stark gezogenem Zustande mit sehr großem c_a und verhältnismäßig kleiner Fluggeschwindigkeit arbeitet[1]).

Das selbsttätige Ankuppeln der Schleppleine könnte durch eine einfache Vorrichtung auf dem Kabinendach des Hauptflugzeuges (beim Tiefdecker) oder über der Mitte des oberen Tragdecks (bei Hoch- und Doppeldeckern) erfolgen und würde erst mit der Zugkraft 0 beginnen. Diese Zugkraft wird alsdann durch entsprechend gedrückten oder

---

[1]) Gleicherweise war man mit mehr oder minder gutem Erfolg bestrebt, die Landungswege zu verkürzen durch Abbremsen (Spornbremse, Windklappen) und ganz neuerdings wird eine außerhalb angebrachte Bremstrommel vorgeschlagen, deren Seil vom landenden Flugzeug aufgenommen wird. Dies ist ein direktes Gegenstück zum Katapultstart und bedeutet eine Leistungsentziehung durch außerhalb des Flugzeugs befindliche Mittel.

[1]) Man wird daher als solche Schlepperflugzeuge — die dann etwa an jedem Flugplatz zur Unterstützung schwer startender Flugzeuge eingestellt werden müßten — besondere Spaltflügel-Flugzeuge oder Konstruktionen mit ähnlichen Eigenschaften benützen, die auch sonst nutzbringende Verwendung für Passagierflüge mit verhältnismäßig schwerer Belastung finden können. Mit Rücksicht auf den vorhin erwähnten Zweck wird dieses Lastschleppen auch wichtiger sein als große Geschwindigkeit.

gezogenen Flug des Schleppers reguliert werden. Damit dieser nicht gefährdet wird, ist als Sicherheitsvorrichtung vorzusehen ein elastisches Schleppseil oder auch, bzw. dazu noch, eine Vorrichtung im Schlepperflugzeug, durch die das Seil in verschiedener Länge abgerollt werden kann (mit regulierbarer Ablaufbremse!). Schließlich müßte ein selbsttätiges Ausklinken des Seiles am unteren Ende möglich sein, falls durch zu großes Anwachsen der Zugkraft eine Gefahr für das Schlepperflugzeug eintritt; auch muß von letzterem aus die Möglichkeit vorgesehen sein, das Seil nach erledigter Aufgabe vor der Landung abzuwerfen.

Man kann folgende einfache Rechnung über den zu erwartenden Gewinn anstellen:

Im einfachsten Fall möge das Schlepperflugzeug senkrecht über dem zu startenden großen Flugzeug mit diesem parallel fliegen und es durch Seilzug erleichtern. Diese Erleichterung beträgt dann nach Abzug des Seilgewichtes genau so viel wie die sonst mögliche Zusatzlast des unbelasteten Schleppers bei der gleichen Geschwindigkeit. Man findet diese durch einfache Rechnung oder auch in übersichtlicher Weise aus der Everlingschen Hubkurve (Abb. 5)[1]). Dazu ist in unserem Beispiel ein Schlepperflugzeug zugrunde gelegt, das in normaler Belastung 1300 kg wiegt und maximal bis 2300 kg belastet werden kann. Man kann nun stufenweise für Geschwindigkeitssprünge $v'' \div v'$ von 26 — 28, 28 — 30, 30 — 32 usf. die Erleichterungen ΔG und damit auch die Startwegverkürzungen

$$\frac{\Delta G}{2 g c} \ln \frac{a - c v'^2}{a - c v''^2} = \frac{\Delta G}{G} (s'' - s')$$

ausrechnen, wobei c und

$$\ln \frac{a - c v'^2}{a - c v''^2}$$

gegenüber der früheren Rechnung ungeändert bleiben. Auch für die Hebung des Flugzeugs bis auf 20 m führt eine ähnliche Rechnung zu einer besonders wirksamen Startwegverkürzung[2]). Die Ergebnisse sind in der Zahlentafel 4 eingetragen und lassen erkennen, daß ein Gesamtgewinn von etwa 217 m, d. i. 29 vH des Gesamtstartwegs erzielt werden kann. Es wird dabei mit einem Gewicht des Stahlseils (8 mm Durchmesser) von ~100 kg gerechnet. Verwendet man, was unter Umständen günstiger ist, ein elastisches

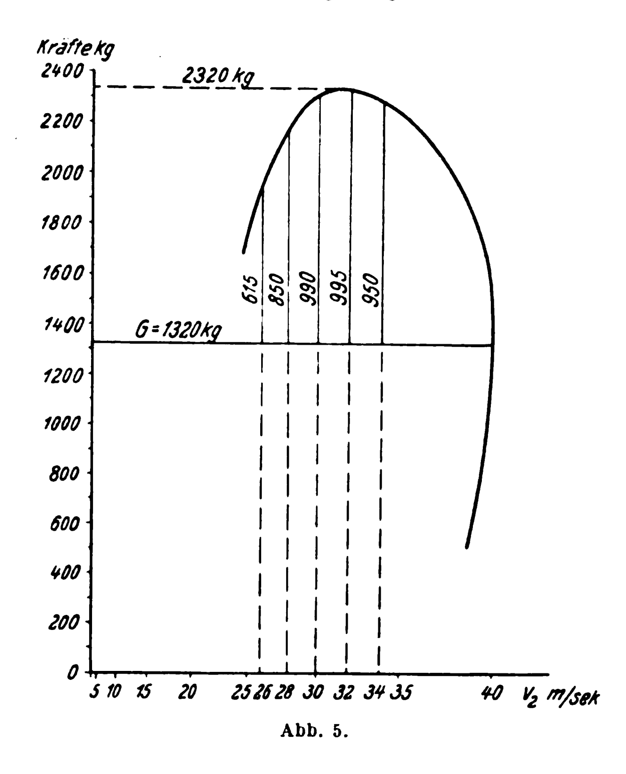


Abb. 5.

Seil (»Startseil«), so müßte dieses mindestens eine Stärke von 15 mm besitzen und würde etwa 70 kg wiegen; es würde freilich einen viel größeren Luftwiderstand besitzen.

Im allgemeinen Fall wird jedoch das Schlepperflugzeug dem Hauptflugzeug voraneilen und dann einen schief nach aufwärts wirkenden Zug ausüben, der das Hauptflugzeug sowohl erleichtert als auch beschleunigt.

Es sei der Zug in der Schleppleine, der auch das Gewicht und den nicht unbeträchtlichen Luftwiderstand derselben enthält, am oberen Ende Z_0 unter dem Winkel ϑ zur Vertikalen geneigt (Abb. 6). Dann ist der Gewichtszuwachs $Z_0 \cos \vartheta$, der Widerstandszuwachs $Z_0 \sin \vartheta$, während G_0 das »Klargewicht« des nur mit Besatzung und »Dienst-

[1]) Everling, Kurvendarstellungen des Fluges. ZFM 1917, S. 34.

Das dort benützte Beispiel ist auch hier verwendet, es handelt sich um einen Doppeldecker mit 160 PS Mercedes-Motor. Auf der Abszissenachse sind die Quadrate von v_2 aufgetragen, auf der Ordinatenachse die Gesamtauftriebskräfte (bzw. ihre Differenzen zum Gewicht 1320 kg des Schleppers).

[2]) Es würde also gerade am Rande des Flugplatzes, wo die Gefahr am größten ist, die Schlepperunterstützung am wirksamsten werden!

Zahlentafel 4.

Schlepperwirkung (Flugzeuge senkrecht übereinander)

a) während des Anrollens und Anschwebens.

Geschwindigkeitsstufen $v'' \div v'$	von 26 ÷ 28 m/s	von 28 ÷ 30 m/s	von 30 ÷ 32 m/s	von 32 ÷ 34 m/s
ΔG (im Mittel) nach Abzug von 100 kg Seilgewicht	630 kg	820 kg	890 kg	875 kg
$s'' - s'$ [1]) (aus Zahlentafel 2).	40 m (mit Bodenreibung)	35 m	51 m	60 m
$\Delta s = \frac{\Delta G}{G} (s'' - s')$	8	9	14	16,5

$\Sigma \Delta s = 47,5.$

[1]) s bedeutet hier den Gesamtweg $s_1 + s_2$.

b) während des Anstiegs von $v_2 = 34$ m/s bis $v_3 = 30$ m/s.

	G	ϱ_m	Sprunghöhe h_1	Weg s_3'	Weg s_3''	$s_3 = s_3' + s_3''$
Ohne Schlepper . .	3200	332	8,6	75	285 (Steigwinkel 1/21)	360
Mit Schlepperhilfe .	$G - \Delta G$ 2315	168	13,36	66	124 (Steigwinkel 1/11)	190

Verkürzung $\Delta s_3 = 360 - 190 = 170$ m. Gesamtverkürzung des Startwegs $170 + 47,5 = 217,5$.

füllung« versehenen Schleppers ist. Dann wird für den Horizontalflug des letzteren (Motor N_0 PS!).

$$\frac{75\, N_0\, \eta_0}{v_0} = \left\{Z_0 \sin \vartheta + \varepsilon_0 (G_0 + Z_0 \cos \vartheta)\right\},$$

worin ε_0 der Gleitwinkel und die Geschwindigkeit

$$v_0 = \sqrt{\frac{G_0 + Z_0 \cos \vartheta}{F_0\, c_{a0}\, \frac{\gamma}{2g}}}$$

gesetzt werden kann.

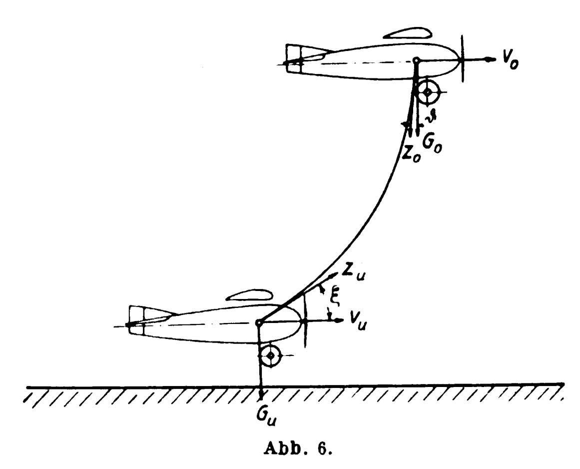


Abb. 6.

Am unteren Ende ist der Seilzug Z_u unter dem Winkel ζ nach oben gerichtet, und es ist mit dem Seilwiderstand W_s

$$Z_u \cos \zeta + W_s = Z_0 \sin \vartheta.$$

Außerdem ist $Z_0 \cos \vartheta = Z_u \sin \zeta$ + Seilgewicht.

Man kann aus diesen Gleichungen mit verschiedenen Winkeln ϑ und ζ alle möglichen Kombinationen ausrechnen, falls eine bestimmte Seillänge zur Verfügung steht.

Durch den neuen Vortrieb $Z_u \cos \zeta$ wird dann die Größe C und damit auch a in unseren früheren Formeln erhöht, und durch $Z_u \cos \zeta$ das Gewicht G verringert. Es macht dies besonders dann viel aus, wenn die Geschwindigkeit schon nahe an den Grenzwert kommt, wo $a - cv^2$ verschwindet. Der Vorteil wird also ganz besonders dort auftreten, wo wegen großer Reibung a klein ist.

Es folgt daraus, daß es zweckmäßig sein wird, während des letzten Teiles des »Anrollens« (wo $a_1 - c_1 v^2$ schon sehr klein ist) mit dem weit voranfliegenden Schlepper zunächst starken Vortrieb zu geben, während später beim Beginn des Ansteigens (wie aus Zahlentafel 4b) ersichtlich ist), der größere Vorteil erreicht wird, wenn die Flugzeuge nahezu senkrecht übereinander fliegen und das untere stark entlastet wird.

Durch Vergleichsrechnungen wird sich unschwer feststellen lassen, bei welcher Lage der Flugzeuge zueinander in den verschiedenen Geschwindigkeitsstufen die günstigste Wirkung erzielt werden kann. Dies kann natürlich auch bei wirklicher Ausführung durch systematische Versuche erreicht werden.

Auch die Wirkung und der etwaige Nutzen eines elastischen Verbindungsseiles läßt sich rechnerisch nachweisen. Die beiden Flugzeuge würden dann unter Umständen neben ihrer beschleunigten Fortbewegung noch in (gekoppelte) Schwingungen geraten, die vielleicht zur Abkürzung des Startweges — wenigstens soferne es sich um das unmittelbare Wegkommen vom Platze handelt — ausgenützt werden können.

Es ist vielleicht nicht ohne Nutzen, wenn einmal die näheren Umstände, Maßnahmen und Konstruktionseinzelheiten (Sicherheitsvorrichtungen!) der hier besprochenen Starthilfe von berufener Seite eingehender studiert werden. Es würde vielleicht der zunächst etwas abenteuerlich anmutende Gedanke trotz der ganz zweifellos vorhandenen großen betriebstechnischen Schwierigkeiten doch noch Aussicht auf einigen Erfolg bieten.

Zusammenfassung.

Besprechung der erforderlichen Mittel für einen kurzen Startweg. Berechnung der Startwege an einem Beispiel. Bisherige Vorschläge und künstliche Mittel zur Startverkürzung. Nähere Ausführungen zu einem Start mit Hilfe eines Schlepperflugzeuges.

Die Vergrößerung der Flugzeuge[1]).

Von H. G. Bader.

Die Vergrößerung der Flugzeuge hat schon vielfach die öffentliche Meinung beschäftigt; denn eine unbegrenzte Vergrößerungsmöglichkeit läßt eine unbegrenzte Steigerung des Luftverkehrs gerade auf großen Strecken erwarten. Die Fachpresse hat gelegentlich, aber nur flüchtig zu diesen Fragen Stellung genommen, so daß es notwendig erscheint, die Frage einmal eingehend zu beantworten.

Zweifellos ist die Beantwortung mit Schwierigkeiten verknüpft, denn bei einer einfachen Vergrößerung einer vorhandenen Flugzeugart wächst das Gewicht mit der dritten Potenz der Längen, die Tragfläche indessen nur mit der zweiten Potenz, und bei Aufrechterhaltung derselben Flügelbelastung würde die Tragfähigkeit daher dem Anwachsen des Gewichtes nicht mehr nachkommen. Unter der an und für sich durchaus richtigen Voraussetzung, daß man in einem wirtschaftlichen Verkehrsbetrieb gewisse mäßige Eigengeschwindigkeiten des Flugzeuges einhalten wird, also tatsächlich zu unveränderlichen Flügelbelastungen kommt, wäre mit dieser Folgerung der Vergrößerung der Flugzeuge eine enge Grenze gesetzt. Rohrbach, der sich in seinem Vortrag vor der WGL in Bremen am 18. 6. 22 und am 16. 10. 24 vor der Royal Aeronautical Society mit dieser Frage beschäftigt hat, sucht dieser nachteiligen Forderung einfach dahin auszuweichen, daß er die Geschwindigkeit mit der Wurzel aus der Länge zunehmen läßt und dadurch eine unmittelbar mit der Länge wachsende Flügelbelastung voraussetzt. Auf diese Weise ließe sich natürlich eine unbegrenzte Vergrößerungsmöglichkeit errechnen, wobei freilich von den Fragen der wirtschaftlichen Geschwindigkeit und der Startfähigkeit bei steigenden Geschwindigkeiten zu Unrecht abgesehen wird[2]). Zweifellos wird die Vergrößerung der Landflugzeuge wesentlich enger begrenzt sein als die der Seeflugzeuge, weil man den zur Abstützung auf festem Boden nötigen drei Punkten nicht beliebige Ausdehnung geben kann und daher leicht den für die Landeplätze zulässigen größten Bodendruck überschreitet. Wir werden uns daher in der vorliegenden Arbeit nur mit der Vergrößerung der Seeflugzeuge beschäftigen, weil die Vergrößerung des Bootes eine Verteilung des statischen und dynamischen Auftriebes beim Wassern auf beliebig große Flächen ermöglicht. Indessen ist es gerade der Startvorgang, der die zulässige Höchstgeschwindigkeit beim Abheben oder Aufsetzen begrenzt. Je größer der Seegang ist, dem das Flugzeug gewachsen sein soll, um so niedriger muß man die kleinste Schwebegeschwindigkeit wählen, um überhaupt abheben zu können. Für unsere Rechnungen soll daher eine mäßige Flügelbelastung vorausgesetzt werden, mit der auch bei stärkerem Seegang ein Abheben möglich ist. Ferner ist eine bestimmte und gleiche Bausicherheit Voraussetzung für die Angabe von Gewichten überhaupt.

---

[1]) Mitteilung der Dorniermetallbauten.

[2]) Rein rechnerisch ist seine Zahlentafel unrichtig, in der Frage der Leistungsvergrößerung, wobei die unzulässige Voraussetzung getroffen ist, daß der schädliche Widerstand trotz Steigerung der Geschwindigkeit keinen größeren Leistungsaufwand mit sich bringt.

Um tragfähige Unterlagen für den Rechnungsgang zu gewinnen, muß man notwendig empirische Werte heranziehen, und dazu ist wiederum nur ein Flugboot geeignet, das bei wesentlich gleicher Grundform in verschiedenen Größen gebaut ist. Daraus folgte von selbst die Wahl des Dornier-Flugbootes über das von $^3/_4$ bis 10 t Fluggewicht Gewichtsangaben vorliegen. Es ist gekennzeichnet durch die in Abb. 1 dargestellte Ausführung als Dornier-

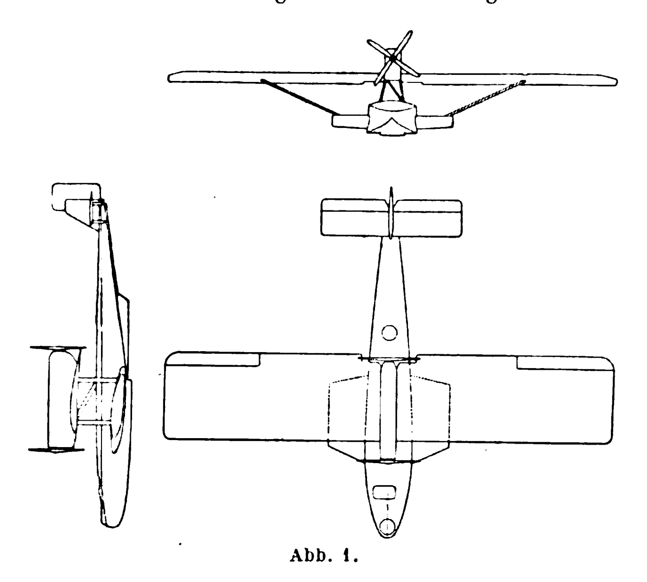


Abb. 1.

Wal: zweistufiges Flugboot mit lasten- und leitwerktragendem Bootsrumpf, zur Erhöhung der Seitenstabilität angesetzten Flossenstummeln und aufgesetztem Flügelmittelstück, das den Motorrumpf trägt und an das die beiden Flügelhälften angeschlossen werden, die etwa in ihrer Mitte durch zu den Flossenstummeln herunterführende Stielpaare abgestützt werden und über die ganze Spannweite hinweg den gleichen Querschnitt aufweisen. Das Leergewicht soll dabei in folgende drei Hauptteile zerlegt werden:

Rumpf: Bootsrumpf mit aufgesetztem Mittelstück, Motorträger, Anstrich sowie gesamte Inneneinrichtung, bestehend aus Führersitz mit sämtlichen zur Überwachung des Flugzustandes und des Triebwerkes erforderlichen Instrumenten und Vorrichtungen, einschließlich Funkanlage, Ausstattung des Gastraumes und Beleuchtung, jedoch ausschließlich der Betriebsstoffanlage.

Flügel: Flügel mit Stützstielen, Leitwerk und Anstrich.

Triebwerk: Motoren mit Kühler, Kühlwasser, Umlauföl und Luftschraube.

Für den ersten Gewichtsteil, der roh als Rumpfgewicht angesprochen werden kann, ergibt sich für drei Dornier-Flugboote (Libelle, Delphin und Wal) eine vollkommen lineare Abhängigkeit mit 0,32 des Abfluggewichtes bei fünffacher Bausicherheit.

Schwieriger ist es schon, eine gute Annäherung für das Flügelgewicht zu finden, denn das Flügelgewicht ist natürlich von der Flügelbelastung abhängig, die für die verschiedenen Größen in Anbetracht des Verwendungszweckes verschieden gewählt wurde. Legt man indessen die gewogenen Werte zugrunde, so lassen sie sich, da die Flächenbelastungen nur mäßig voneinander abweichen, wohl ohne große Fehler auf ein und dieselbe Flächenbelastung umrechnen.

Nimmt man an, daß die Gurtungen der Holme den Hauptanteil am Flügelgewicht haben, so daß das gesamte Flügelgewicht mit ihnen proportional gerechnet werden kann, so wird sich bei einer Vergrößerung der Fläche ohne Änderung des Seitenverhältnisses der Tragarm für das Moment des Auftriebes im gleichen Verhältnis vergrößern wie die Steghöhe der Holme. Darnach müßten also die Querschnitte der Holmgurtungen unabhängig von der Flächenbelastung bleiben, und wenn sie als bestimmend für das Flügelgewicht betrachtet werden, wächst dieses lediglich proportional der Vergrößerung der Spannweite Man kann also in erster Näherung — nur zum Zweck der geringfügigen Berichtigung — die gewogenen Flügelgewichte mit der Wurzel aus den Flächenbelastungen auf einen gegebenen Wert derselben umrechnen. Dabei zeigt sich dann, daß das Gewicht der Flügel einschließlich sämtlicher Steuer und der Stiele rd. 18 vH des Abfluggewichtes bei fünffacher Bausicherheit ausmacht. Hierbei wurde der Dornier-Wal, der ungewöhnlich günstige Verhältnisse aufweist, um kein einseitiges Urteil zu gewinnen, außer acht gelassen, jedoch trifft die Näherung für sehr kleine Flugboote und für große Abfluggewichte bis zu 10 t sehr gut zu. Sie bezieht sich auf Metallflügel mit dünner Metallhaut. Mit der Voraussetzung eines unveränderlichen Anteiles am Abfluggewicht bei gegebener Bausicherheit ist jedoch bei gegebener Flächenbelastung ein bestimmtes Flächeneinheitsgewicht vorausgesetzt, eine Beziehung, die in Anbetracht der dimensionsgleichen Materialfestigkeit zweifellos auch für die weitere Vergrößerung Gültigkeit hat.

Das Gewicht des Triebwerkes ist natürlich in hohem Maße abhängig von der Wahl der erforderlichen Reisegeschwindigkeit, so daß man die Gleichung dafür zunächst für zwei Variable, nämlich das Abfluggewicht und diese Reisegeschwindigkeit ansetzen muß. Für das Gewicht von Flugmotoren in Abhängigkeit von ihrer Leistung ergeben sich je nach Herkunft ziemlich stark voneinander abweichende Werte, die indessen trotzdem eine wesentlich lineare Abhängigkeit erkennen lassen. Für den Motor allein kann man das Gewicht in Abhängigkeit von der Nennleistung N_0 annähern mit

$$100 + 0{,}60 \cdot N_0 \text{ kg}.$$

Nimmt man hier noch die Gewichte von Kühler, Wasser, Umlauföl und Luftschraube hinzu, so erhält man für das Gewicht des Triebwerkes als recht gute Annäherung

$$G_T = 125 + 0{,}94 \cdot N_0 \text{ kg}.$$

Es zeigt sich hier recht deutlich, daß die kleinen Motoren durch den für jeden Motor notwendigen Aufwand für Zubehör wir Magnet, Vergaser, unausgenutzte Wandstärken der Gehäuse usw. stark vorbelastet sind; denn wenn auch die Näherung besser für stärkere Motoren von einigen 100 PS gilt, so sind doch auch Motoren unter 100 PS durch einen konstanten Betrag vorbelastet, der das Gewicht der Leistungseinheit für kleinere Motoren beträchtlich heraufsetzt. Die Vorbelastung des Triebwerkes mit rd. 125 kg für die Leistungseinheit ist von Bedeutung für die zur Steigerung der Betriebssicherheit geforderte Aufteilung der gesamten Vortriebsleistung in mehrere, mindestens jedoch 3 bis 4 Einheiten. Man sieht, daß durch die Aufteilung in vier Einheiten eine Mehrbelastung des Flugzeuges um rd. 375 kg eintritt, wobei von dem Bauaufwand zur Unterbringung der Triebwerke vollkommen abgesehen wird, da ja die gleichmäßigere Verteilung des Gewichtes auch bauliche Erleichterungen mit sich bringen kann. Es muß schon an dieser Stelle hervorgehoben werden, daß aerodynamisch günstigere Triebwerksanordnungen, die bei gegebener Geschwindigkeit natürlich kleinere und damit leichtere Triebwerke mit sich bringen, meist mit einem erhöhten Gewichtsaufwand für den Unterbau verbunden sind, wodurch dann das Rumpfgewicht steigt. Aus diesem Grunde sind stärkere Abweichungen der Einzelgewichte gemäß unserer Rechnung zu erwarten, als für das gesamte Leergewicht. Auch ist zu erwarten, daß mit Vergrößerung der Abmessungen eine erhöhte Ausnutzung der Materialquerschnitte möglich ist, wodurch die Gewichtsanteile von Rumpf und Flügel herabgesetzt würden.

Nun nimmt man zur Steigerung der Betriebssicherheit die Motoren nur mit einem Bruchteil der Nennleistung für den Reiseflug in Anspruch. Im allgemeinen werden die Motoren nur mit zwei Drittel der Nennleistung belastet. Man hat dadurch für den Start, für ungewöhnlich starken Gegenwind und für den Fall der Störung einer Vortriebs-

einheit eine beträchtliche Leistungsreserve von 50 vH zur Verfügung und setzt die Alterungsgeschwindigkeit der Motoren auf diese Weise beträchtlich herab. Von dieser Reiseleistung, die wir ohne weiteres nun mit zwei Drittel der Nennleistung annehmen wollen, werden wiederum höchstens zwei Drittel in Nutzleistung umgesetzt, da man im Reiseflug die Luftschrauben im allgemeinen nicht beim Wirkungsgradmaximum arbeiten läßt und der Wirkungsgrad der eingebauten Schrauben nie so hoch ist wie der der freifahrenden.

Der Widerstand, zu dessen Überwindung die Nutzleistung aufgebracht werden muß, zerfällt wesentlich in zwei Teile, je nachdem er von den tragenden oder nichttragenden Bauteilen herrührt. Der Widerstand der tragenden Bauteile läßt sich für den Reiseflug im allgemeinen bei Land- und Seeflugzeugen recht gut mit 5 vH des Gewichtes annähern, da induzierter und Profilwiderstand bei den üblichen Seitenverhältnissen und dem dem wagrechten Flug entsprechenden Anstellwinkel etwa $^1/_{20}$ des Auftriebes ausmachen. Hingegen ist der Widerstand der nichttragenden Bauteile recht verschieden mit der Größe des Flugzeuges und der Geschwindigkeit. Dividiert man den sog. schädlichen Widerstand, d. h. den Widerstand der nichttragenden Bauteile durch den Staudruck, so erhält man eine Größe, die man als schädliche Widerstandsfläche $\mathfrak{S}$ m² ansprechen kann. Sie wird berechnet, indem man die nichttragenden Bauteile auf die zur Flugrichtung senkrechte Ebene projiziert und diese Flächen im Produkt mit den für den jeweiligen Längsschnitt gültigen Widerstandszahlen addiert. $\mathfrak{S}$ steht bei Dornier-Flugbooten bis zu 10 t Abfluggewicht recht genau in linearer Abhängigkeit von diesem. Es gilt die Gleichung

$$\mathfrak{S} = 1{,}3 + 0{,}28 \cdot \frac{G}{1000} \text{ m}^2.$$

Man sieht, daß auch hier durch das recht beträchtliche konstante Glied kleinere Flugzeuge vorbelastet sind, wobei allerdings zu betonen ist, daß die Gleichung für Flugboote unter 2 t nicht mehr gilt, sondern die Gerade von diesem Punkt abwärts als Kurve dem Nullpunkt zuläuft. Für große und größte Flugboote bedeutet jedoch das konstante Glied eine zunehmende Entlastung des Triebwerkes mit der Vergrößerung. Die Gleichung für die erforderliche Nennleistung der Motoren lautet darnach wie folgt:

$$N_0 = \frac{3}{2} \cdot \frac{3}{2} \cdot \frac{v}{75} \cdot X \text{ PS}$$

worin der Widerstand für Flugboote über 2 t Abfluggewicht

$$X = \frac{G}{20} + \mathfrak{S} \cdot \gamma \cdot \frac{v^2}{2g} \text{ kg}$$

beträgt.

Führt man in diese Gleichungen statt der Geschwindigkeit v m/s die Geschwindigkeit V km/h und die Gleichung für die schädliche Widerstandsfläche ein, so erhält man

$$N_0 = \frac{V}{120} \cdot X \text{ PS} \quad \Big| \quad X = \frac{G}{20} + \left(1 + 0{,}215 \cdot \frac{G}{1000}\right) \cdot \frac{V^2}{160} \text{ kg}.$$

Diese Gleichung muß nun in die oben angegebene Formel für das Triebwerksgewicht in Abhängigkeit von der Nennleistung eingeführt werden, um G_T zu erhalten:

$$G_T = 125 + 0{,}94 \cdot \frac{V}{120} \cdot X = 125 + \frac{V}{128} \cdot X$$

Außerdem hat die Gleichung für X auch noch der Bestimmung des Betriebsstoffgewichtes in Abhängigkeit von der Flugstrecke s km zu dienen. Wir wollen dabei 260 g/Psh als Betriebsstoffverbrauch voraussetzen, wobei wir durch die verhältnismäßig hohe Zahl die Tankanlage mit etwa 10 vH des Betriebsstoffgewichtes ausreichend berücksichtigen:

$$G_B = 0{,}260 \cdot N \cdot \frac{s}{V} = 0{,}260 \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{N_0}{V} \cdot s = \frac{s}{693} \cdot X.$$

Um nun das Bereich der wirtschaftlichen Geschwindigkeiten durch zwei runde Grenzwerte zu umschließen und leicht interpolieren zu können, sollen Triebwerks- und Betriebsstoffgewicht für Reisegeschwindigkeiten $V = 150$, 175 und 200 km/h berechnet werden. Zieht man dann zu den mit dem Abfluggewicht unmittelbar wachsenden Gewichten der nichttragenden und der tragenden Bauteile eine Gerade für das Triebwerksgewicht hinzu, so ergeben die Ordinatenabschnitte zwischen der so bestimmten Geraden und einer Geraden unter 45° durch den Nullpunkt die normale Zuladung bei fünffacher Bausicherheit (Abb. 2). Die höchste aerodynamisch meist noch erreichbare Zuladung erhält man bei vierfacher Bausicherheit mit einem um 25 vH höheren

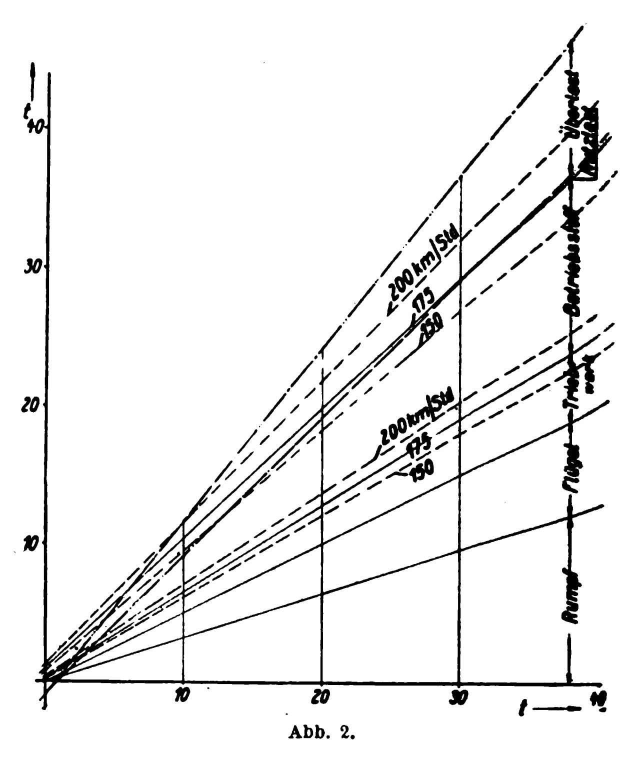


Abb. 2.

Abfluggewicht, wobei erfahrungsgemäß Dornier-Flugboote nicht allein das Erreichen einer genügenden Reisehöhe, sondern auch den Start bei mäßigem Seegang (3 bis 4) ermöglichen. Dementsprechend ist in der Darstellung auch hierfür eine Gerade eingetragen.

Von der Zuladung werden zunächst für den Führer, Orter und Motorwart (Hilfsführer) je etwa 100 kg in Anspruch genommen, so daß Gerade, die um 300 kg unterhalb der Nullpunktsgeraden liegen, die Freilast aus der Darstellung entnehmen lassen. Von dieser Freilast wird nun wiederum durch den Betriebsstoff ein wesentlicher Bruchteil in Anspruch genommen, der sich durch Einzeichnung des für eine gegebene Strecke erforderlichen Betriebsstoffvorrates erkennen läßt. Der Rest endlich bedeutet die Nutzlast.

In der Darstellung der Gewichte sind die Nullpunktsgeraden für vier- bis fünffache Bausicherheit indessen nicht allein um den Betrag für Bemannung nach unten parallel verschoben, sondern auch um den konstanten Betrag des Triebwerksgewichtes. Da dieser Betrag direkt mit der Anzahl der Motoren um je 125 kg wächst, läßt sich durch weitere Parallelverschiebung der Nullpunktsgeraden die Freilast für beliebige Motorzahl leicht bestimmen. Für die Darstellung ist eine Anzahl von vier Motoren vorausgesetzt, so daß die Geraden um insgesamt 4 × 125 + 300 = 800 kg nach unten verschoben sind.

Um nun die Eignung der Flugboote für die Ozeanüberquerung feststellen zu können, ist es erforderlich, den Betriebsstoffverbrauch für die größte Seestrecke zu ermitteln, die beim Fluge von Europa nach Südamerika zwischen den Kapverdischen Inseln und der Pernambuco vorgelagerten

Insel Fernando Noronha liegt. Die Strecke beträgt 2305 km, so daß bei einem Sicherheitszuschlag von mindestens 5 vH für Abtrift mit 2420 km gerechnet werden muß. Hierfür ergibt sich ein Betriebsstoffverbrauch von $G_B = 3{,}5\ X$ kg. Dieser Betriebsstoffverbrauch ist über den der Geschwindigkeit entsprechenden Triebwerksgewichten aufgetragen. Es zeigt sich, daß bei fünffacher Bausicherheit freie Nutzlast nur für die kleinste Reisegeschwindigkeit verbleibt. Bei vierfacher Bausicherheit, entsprechend einer Überlastung um 25 vH, ergibt sich auch für die größte Geschwindigkeit oberhalb von 10 t freie Nutzlast. Für ein 30-t-Flugzeug beträgt z. B. die freie Nutzlast auf der angegebenen Überseestrecke rd. 10 t bei 150 km/h Reisegeschwindigkeit und 5 t bei 200 km/h Reisegeschwindigkeit. Mit äußerster Überlastung beim Start würden also bei kleinen Geschwindigkeiten rd. 100 und bei großen Geschwindigkeiten nur etwa 50 Personen an Bord genommen werden können. Für andere Strecken läßt sich die freie Nutzlast sehr einfach berechnen, da das Betriebsstoffgewicht direkt mit der Strecke wächst. Entsprechend dem Näherungscharakter der Rechnung dürfen diese Zahlen natürlich nicht als verbindlich ausgesprochen werden.

Wieweit diese Gesetzmäßigkeiten, die in der Darstellung um 200 vH aus dem bekannten Gebiet heraus extrapoliert werden, überhaupt zutreffen, kann erst nach der Ausführung größter Flugboote festgestellt werden. Zurzeit besteht kein Grund, die Werte innerhalb des dargestellten Bereiches in Frage zu stellen. Sie gestatten jedenfalls, auszusprechen, daß die Zuladung und die Nutzlast für gegebene Strecke absolut und verhältnismäßig mit der Vergrößerung von Flugbooten wächst.

Zusammenfassung. Auf Grund von linearen Näherungen für das Motorgewicht in Abhängigkeit von der Leistung und der schädlichen Widerstandsfläche in Abhängigkeit vom Fluggewicht lassen sich abhängig von diesem und der Geschwindigkeit Gewichtsaufstellungen für Flugzeuge gewinnen. Im besonderen ergibt sich für Flugboote ähnlicher Bauart (Dornier) eine stetige Zunahme der Nutzlast mit Vergrößerung der Flugzeuge auch für große freie Seestrecken.

Verfahren zur graphischen Untersuchung der Startverhältnisse eines Flugzeugs.

Von F. Z. Diemer.

(Dornier-Metallbauten G. m. b. H.)

Vorkommende Bezeichnungen:

G	(kg)	Fluggewicht,
A	(kg)	Auftrieb,
F	(m^2)	Flügelfläche,
S	(kg)	Schraubenschub,
S_0	(kg)	Schraubenschub am Stand,
W	(kg)	Luftwiderstand,
R	(kg)	Bodenreibung,
γ	(kg/m^3)	spez. Gewicht der Luft,
t_s	(s)	Gesamtstartzeit,
t_r	(s)	Rollzeit,
t_a	(s)	Anschwebezeit,
v	(m/s)	Geschwindigkeit,
v_0	(m/s)	Günstigste Steiggeschwindigkeit,
w	(m/s)	Windgeschwindigkeit,
s	(m)	Startstrecke,
s_r	(m)	Rollstrecke,
s_a	(m)	Anschwebestrecke,
μ		Bodenreibungskoeffizient,
c_{a0}		zu $\left(\frac{c_a^3}{c_w}\right)_{max}$ gehöriges c_a,
$c_{a\,max}$		größter Auftriebsbeiwert,
$p = \frac{dv}{dt}$	(m/s^2)	Horizontalbeschleunigung,
g	(m/s^2)	Erdbeschleunigung,
$m = \frac{G}{g}$	$\left(\frac{kg\ s^2}{m}\right)$	Masse,
N	(PS)	Motorleistung,
η		Schraubenwirkungsgrad.

Der Start wird gerechnet vom Beginn der Bewegung über dem Erdboden bis zum Erreichen der für günstigstes Steigen notwendigen Geschwindigkeit gegenüber der Luft, gleichgültig ob das Flugzeug während des ganzen Vorgangs rollt oder zum Teil bereits in der Luft schwebt. Der Start wird beeinflußt durch den Schraubenschub, den Luftwiderstand, die Bodenreibung und das Gewicht des Flugzeugs.

Es gilt die Bewegungsgleichung

$$p = (S - W - R)\frac{g}{G} \quad \ldots\ldots\ldots (1)$$

die Zeitgleichung

$$t = \int \frac{1}{p}\, dv \quad \ldots\ldots\ldots (2)$$

die Weggleichung

$$s = \int v\, dt \quad \ldots\ldots\ldots (3)$$

Während des Startvorgangs sind S, W und R veränderliche Größen, die als Funktionen von v aufgetragen werden können. Ein diesbezügliches Diagramm über v liefert die Werte $S - W - R = P$, woraus sich nach (1) ergibt $p = \frac{P}{m}$. Es sind also zunächst die drei Kurven zu ermitteln.

Bestimmung der S-Kurve.

In den meisten Fällen ist die Motorleistung und die Kurve des Schraubenwirkungsgrades für die alleinfahrende Schraube bekannt. Zum mindesten kann man Luftkanaluntersuchungen gleichwertiger Schrauben zugrunde legen. Durch Berücksichtigung des zusätzlichen Widerstandes der im Schraubenstrahl liegenden Flugzeugteile ist der Gesamtwirkungsgrad der im Flugzeug arbeitenden Antriebsanlage bei verschiedenen Geschwindigkeiten zu bestimmen. Aus der Beziehung $S = \frac{N \cdot 75 \cdot \eta}{v}$ läßt sich dann die S-Kurve ermitteln. Der Wert S_0 läßt sich durch Standschubmessungen nachprüfen.

Bestimmung der W-Kurve.

Die für den jeweils untersuchten Fall in Betracht kommende Kurve läßt sich aus der Polarkurve des Flugzeugs ermitteln. Für den Sonderfall, daß der ganze Start mit dem gleichen Anstellwinkel erfolgt, ist die W-Kurve eine gewöhnliche Parabel.

Bestimmung der R-Kurve.

$R = (G - A)\,\mu$. Die R-Kurve ergibt sich also gleichfalls aus der Polarkurve und den für die W-Kurve gemachten Annahmen.

Sind die drei Kurven auf ein Blatt zusammengezeichnet (Abb. 1), so kann die Kurve für $\frac{1}{p}$ gezeichnet werden (Abb. 2). Nach (2) liefert nun eine Integration mittels Planimeter der durch die v-Achse und die $\frac{1}{p}$-Kurve eingeschlossenen Fläche A, B, C, O die Zeitkurve für den Startvorgang. Aus der Zeitkurve kann nun ebenfalls durch mechanische Integration die s-Kurve gewonnen werden, doch ist zu beachten, daß nun die von der t-Kurve und der Ordinatenachse eingeschlossene Fläche ODE zu integrieren ist, was sich aus (3) ergibt.

Man gewinnt bei diesem Verfahren nicht nur die für den ganzen Start erforderlichen t- und s-Werte, sondern kann für jede Phase des Starts die entsprechenden Werte von p, s und t entnehmen.

Gegenüber den verschiedentlich entwickelten mathematischen Formeln hat das Verfahren den Vorzug, daß für die Gewinnung der gesuchten Größen keine vereinfachenden

Annahmen gemacht werden müssen, sondern die tatsächlichen Verhältnisse weitgehendst berücksichtigt werden können. Z. B. wird in genannten Formeln der Start meistens unter der Annahme gerechnet, daß während des ganzen

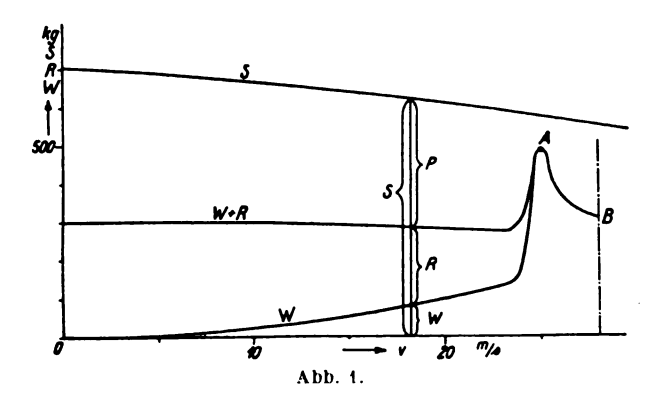


Abb. 1.

Startvorgangs derselbe Anstellwinkel eingehalten wird, mit dem das Flugzeug abgehoben wird. Meist ist dies jedoch nicht der Fall. In der Praxis interessieren am meisten folgende beiden Fälle:

1. die kürzeste Rollstrecke,
2. die kürzeste Gesamtstartstrecke.

In beiden Fällen muß während des Rollens der Anstellwinkel eingehalten werden, bei dem die größte Horizontalbeschleunigung erzielt wird. Dieser läßt sich bekanntlich aus folgenden Beziehungen ermitteln:

P wird zum Maximum, wenn $(W + R)$ zum Minimum wird.

Da $W = F \cdot q \cdot cw$ und $R = (G - A)\ \mu = G\mu - F \cdot q \cdot ca \cdot \mu$, so ist $W + R = F \cdot q \cdot (c_w - c_a\mu) + G\mu$.

Die Minimumsbedingung ist also erfüllt, wenn $(c_w - c_a \cdot \mu)$ zum Minimum wird.

Wenn mit dem Anstellwinkel, der diese Bedingung erfüllt, bis kurz vor Erreichen der zu $c_{a\,max}$ gehörigen Geschwindigkeit gerollt wird, und dann durch Ruderlegen der zu $c_{a\,max}$ gehörige Anstellwinkel eingestellt wird, so wird die kürzeste Rollstrecke erzielt. Das Flugzeug muß allerdings jetzt im horizontalen Anschweben noch so viel Fahrt aufholen, bis die zu c_{a0} gehörige Geschwindigkeit erreicht ist. $s_r + s_a = s$ ergibt in diesem Fall die Startlänge.

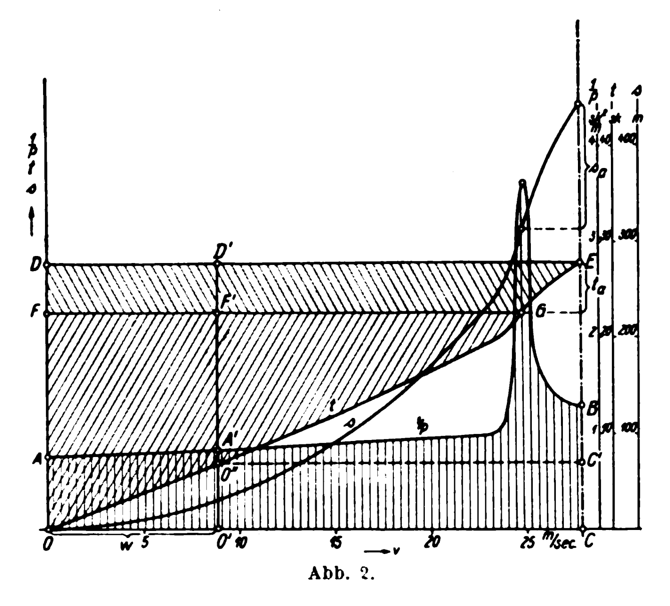


Abb. 2.

Bei kürzestem Start wird mit dem der Minimumsbedingung genügenden Anstellwinkel bis fast zum Erreichen der c_{a0} zugehörigen Geschwindigkeit gerollt und dann abgehoben. Ein früheres Abheben verkürzt den Start nur wenn der c_a-Wert in $(c_w - c_a\mu)_{min}$ größer als c_{a0} ist, was bei sehr großen μ eintreten kann. Für normale Bodenverhältnisse wird jedoch ein früheres Abheben den Gesamtstart stets verlängern. Dem Beispiel in Abb. 1 und 2 sind nachstehende Werte zugrunde gelegt. $F = 62$; $G = 3000$, $N = 3??$; $\mu = 0,1$. Es ist angenommen, daß mit $(c_w - c_a\mu)_{min}$ gerollt, bei $c_{a\,max}$ abgehoben und bis zum Erreichen von v_0 dicht über dem Boden geschwebt wird. Die durch das frühere Abheben verursachte Vergrößerung der Zeitfläche ist ohne weiteres erkennbar. Die Fläche OFG ist der Rollstrecke verhältig, die Fläche $FDEG$ der Anschwebestrecke.

Einfach ist auch die Berücksichtigung des Gegenwindes. Erfolgt der Start gegen Wind, so wird die über dem Boden benötigte Startgeschwindigkeit um den Betrag der Windgeschwindigkeit verringert. S, W und G erfahren entsprechende Veränderungen. Man hat also die Windgeschwindigkeit von 0 aus nach rechts in Abb. 2 abzutragen. Die Startzeit wird dann durch die Fläche $O'A'BC$ dargestellt, die Verkürzung der Startzeit gegenüber Windstille durch die Strecke CC' bzw. $O'O''$. Die t-Kurve bleibt unverändert. Die Startstrecke ergibt sich nun aus der Fläche $O''D'E$. Die s-Kurve ändert also ihren Verlauf bei Gegenwind. Da aber in der Praxis vor allem die Gesamtstartstrecke bzw. Rollstrecke interessiert, wird es sich in der Regel erübrigen, sie neu zu zeichnen und genügen, den Inhalt der Flächen $O''F'G$ und $O''D'E$ zu bestimmen. Dies geschieht am einfachsten, wenn man von den für Windstille für die betr. Strecken erhaltenen Größen den Betrag der Rollstrecke bis zum Erreichen der Geschwindigkeit w, der bereits aus der s-Kurve abgegriffen werden kann, sowie das Produkt w $(O''F')$ bzw. w $(O''D')$ abzieht.

Eine Formel für das Gewicht des Segelflugzeuges.

Von A. B. Scherschewsky, Berlin-Zehlendorf.

Der Mitarbeiter des Ausschusses zur Auswertung der Erfahrungen der allrussischen Segelflugwettbewerbe in der Krim, ing. aer. W. S. Pischnof (ZAGI, Moskau), untersuchte statistisch die Beziehung zwischen dem Leergewicht russischer Segelflugzeuge normaler Bauart[1]) und der Flügelbreite und -tiefe ihres Tragwerkes (als indirekt Seitenverhältnis), Bausicherheit und der Tragwerkbauart, welche sich in der verschiedenen Größe der Konstante C auswirkt. Das Führergewicht ist, wie in Rußland üblich, gleich 70 kg bei den Rechnungen festgesetzt. Die durch Interpolation gewonnene Kurve ließ sich durch folgende einfache Beziehung auswerten.

$$G_L = 70\ Bs\left(0,1 + \frac{b^2}{t_{max}\ C}\right) - G_F \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

worin

Gl = Leergewicht in kg,
Bs = Bausicherheit,
b = Spannweite in m,
t_{max} = größte Flügelbreite,
$\lambda = b^2 : F$ (bei rechteckigem Flügel, $t_{max} = t$, ist $\lambda = b : t_{max}$),

also

$$\frac{b^2}{t\,C} = \lambda\, b : C$$

G_F = Führergewicht,
C = eine von der Tragwerkbauart abhängende Konstante (freitragend 600, abgefangen 650, verspannt 700)

bedeuten.

[1]) Also normale Rumpf Tief-, Mittel-, Hoch- und Schirmdecker nicht etwa formstabile (schwanzlose) oder Nurflügelflugzeuge (Weltensegler, Parabola, Haydn, Charlotte u. a.).



Dabei stellt das Glied

$$G_R = 70\, Bs \cdot 0{,}1 = 7\, Bs \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

das ungefähre Gewicht des Rumpfes mit Leitwerk und das Glied

$$G_{Fl} = \frac{70\, Bs \cdot b^2}{t_{max} \cdot C} - G_F \quad \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

das ungefähre Flügelgewicht mit Querrudern dar. Formel gibt für gut ausgeführte deutsche Segelflugzeuge zu hohe Werte, z. B. Hannover Hawa H. 6 (freitragender Hochdecker: $Bs = 5$, $b = 15$, $t_{max} = 1$, $C = 600$).

			Unterschied
Flügelgewicht, ausgeführt	45 kg	gerechnet 55 kg	10 kg
Rumpfgewicht	30 »	35 »	5 »
also Leergewicht	75 »	90 »	15 »

Buchbesprechungen.

Die Erfindung. Internationale Zeitschrift für Patentwesen. Verlag für geistiges Eigentum G. m. b. H., Berlin W 9. Preis vierteljährlich M. 24.

Die halbmonatlich erscheinende Zeitschrift, von der Heft 1, 3 und 4 uns vorliegen, hat eine Patent-Berichterstattung zum Inhalt, die sich auf 15 europäische Staaten und auf alle technischen und chemischen Fachgebiete erstreckt; außer den erteilten Patenten führt sie auch die ausliegenden Patentanmeldungen auf; sie bringt die Patenttitel im Originaltext und, soweit fremdsprachig, in deutscher Übersetzung. Die Zeitschrift stellt somit ein komprimiertes europäisches Patentjournal dar und sucht die begrüßenswerte Aufgabe durchzuführen, dem Industriellen wie dem Erfinder und ihren Patentvertretern die zeitraubende und auch kostspielige Überwachung der patentamtlichen Veröffentlichungen zu erleichtern. Daß ein Bedürfnis nach derartigen Zusammenstellungen in den am gewerblichen Rechtsschutz interessierten Kreisen vorliegt, steht außer Frage, wie ja auch die »ZFM« (übrigens bevor sie von der zur Besprechung stehenden Zeitschrift Kenntnis hatte) darangegangen ist, ihre Luftfahrt-Patentschau auf das Ausland auszudehnen. Fraglich erscheint es jedoch, ob es der Zeitschrift gelingen wird, ihre trotz Ausschaltung der außereuropäischen Industriestaaten (z. B. Amerikas!) umfangreiche Aufgabe in solcher Weise zu lösen, daß sie sich im Gegensatz zu früheren gleichartigen Unternehmungen, die immer nur kurze Lebensdauer hatten, zu halten vermag. Mit der Patent-Inhaltsangabe nur durch den Patenttitel allein wird sie den Industriellen, den Erfinder oder den Patentanwalt jedenfalls nicht befähigen, »durch bequeme Durchsicht der für ihn in Frage kommenden Klassen leicht und schnell festzustellen, ob in irgendeinem Staate Europas für eine Erfindung Rechtsschutz beantragt bzw. erteilt worden ist, die mit eigenen Patenten kollidiert«, wie es — sagen wir — etwas überschwenglich in dem Einführungsaufsatz in Heft 1 heißt, der auch in nicht zutreffender Weise behauptet, daß die Zeitschrift eine Zusammenstellung der »Ansprüche« aller europäischen Patente bringe. An der Hand von Ansprüchen und erforderlichenfalls der wesentlichsten Abbildungen ließen sich wohl Erfindungsinhalte und damit etwaige Kollisionen feststellen; lediglich auf Grund eines Patenttitels ist dies jedoch in den weitaus meisten Fällen unmöglich, selbst nicht bei den amtlich festgesetzten Titeln der deutschen Patente, die mehr oder weniger ausführlich den Gattungsbegriff der Erfindung, also das bereits Bekannte, zur Grundlage haben, geschweige denn bei englischen Patenten, bei denen vielfach nur der zur Patentklassenüberschrift vergröberte Gattungsbegriff veröffentlicht wird, oder gar bei französischen Patenten, deren Titel, dem Gutdünken des Anmelders überlassen, mitunter der technischen Terminologie spottet. Beispielsweise hätte auf Grund des Titels »Wings and similar members of aircraft« des englischen Patents 157567 Dr.-Ing. Lachmann, der Inhaber des deutschen Patents 347884, ganz gewiß nicht ersehen können, daß Handley Page fast zu gleicher Zeit mit ihm die bedeutsame Erfindung der sog. Schlitzfläche gemacht und patentiert erhalten hatte, trotzdem es sich in diesem Falle um ein leicht und in Kürze andeutbares technisches Merkmal handelte. Werden diese Titel nun noch übersetzt, und zwar, wie an den die Luftfahrtklasse betreffenden Verdeutschungen der Zeitschrift »Die Erfindung« ersichtlich ist, von offenbar unsachverständiger Seite, so werden die erwähnten Mängel noch verschlimmert. So wird — vgl. Heft 1, S. 52 — beim französischen Patent 607347 »train d'atterrissage« mit Landungssporn statt mit Fahrgestell übersetzt; an gleicher Stelle hat der Übersetzer den in französisch wie englisch sprechenden Ländern gebrauchten, flugtechnisch sehr bekannten Ausdruck »fuselage« nicht zu übersetzen vermocht und ihn in der auch sonst unverstehbaren Übersetzung des Titels des englischen Patents 250535 einfach unverdeutscht gelassen. In Heft 3, S. 73, findet sich »hélicoptère« mit Flugmaschine übersetzt, statt mit Hubschrauber oder Schraubenflugzeug, und bei russischen Patenttiteln wird der entsprechende Ausdruck ständig in »Gelikopter« »verdeutscht«. Dies sind nur einige der in den vorliegenden Heften vorhandenen Beispiele unsachgemäßer Übersetzung. Der einigermaßen sprachenkundige Fachmann bedarf keiner Übersetzung des Titels; wird sie aber gegeben, so muß sie jedenfalls genau sein. Wie gesagt, mit Patenttiteln allein — im Original oder übersetzt — läßt sich das Neue kaum oder doch nur sehr unvollkommen andeuten, und dementsprechend ist der praktische Wert eines solchen Verfahrens nur ein geringer. Will die Zeitschrift das von ihr erstrebte Ziel erreichen, so wird sie Fachleute in die Patentschriften selbst oder doch wenigstens in die amtlichen Auszüge, soweit solche herausgegeben werden, hineinsteigen lassen müssen, zumindest in der Weise, wie das in unserer Patentschau geschieht, vgl. »ZFM« 1926, Heft 11/12, S. 273.

Auf den patentrechtlich-literarischen Beigabeteil der »Erfindung« einzugehen erübrigt sich. Wenn aber in Heft 4 auf S. 10 ein einer Berliner Zeitung entnommener Artikel über das Erfordernis der Herabsetzung der Patentgebühren empfehlend nachgedruckt wird, der über die derzeitigen Gebührenbeträge völlig unrichtige Angaben enthält (nämlich Gebührensätze aus dem Inflationsjahr 1922!!), so muß der Verwunderung darüber Ausdruck gegeben werden, daß so etwas auch noch weiter verbreitet wird von einer Zeitschrift, die das Organ eines »Deutschen Reichsverbandes für Patent- und Musterschutz« ist und sich außerdem sogar als Organ eines — wie es heißt — in der Gründung begriffenen »Internationalen Verbandes für Patentwesen« bezeichnet. In dem genannten, von dem Reichsverbande zum Überfluß auch noch brieflich als Referenz verbreiteten Artikel werden als für ein deutsches Patent erforderliche Anmeldegebühren M. 300, als Gesamtjahresgebühren M. 65000 angegeben, während sich diese Beträge in Wirklichkeit nur auf M. 25 (Anmeldegebühr ab 1. April 1926, vorher M. 15) und M. 7095 (Jahresgebühren für 18 Patentjahre, von denen die letzten drei allein M. 3100 erfordern) belaufen. Ein lahmer redaktioneller Vorspruch vor dem Wiederabdruck ändert an dieser Irreführung der öffentlichen Meinung wenig; spricht er doch nur von einem Übersehen der Herabsetzung (dabei sind es Inflationszahlen!) der Jahresgebühren seitens des Verfassers, ohne die richtigen Zahlen anzugeben; indem in diesem Zusammenhange von einer Heraufsetzung der Anmeldegebühr gesprochen wird, kann sogar der Eindruck erweckt werden, als wären diese heute noch höher als M. 300. Die Zeitschrift »Die Erfindung« hätte sich ein Verdienst erworben, wenn sie gegen eine derartige unsachverständige Informierung durch die Tagespresse Stellung genommen hätte. Mit derartigen Propagierungsmethoden dient man einer Sache schlecht. Go.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [15] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Amerikanisches Fliegeratmungsgerät der Gaertner Scientific Corp., Chicago.

Der Sauerstoff tritt aus dem Vorratsbehälter, in dem er unter 15 at Druck steht, durch ein Ventil in einen Hochdruckraum, von hier durch ein zweites Ventil in einen Niederdruckraum, von da führt eine Leitung zur Gesichtsmaske. Hoch- und Niederdruckraum sind nach außen durch Metallmembran-Deckel abgeschlossen, in dessen Mitte die Ventilsteuerhebel gelagert sind. Bei zu hohem Innendruck wird eine Federspannung überwunden und die Ventile geschlossen. Das Niederdruckventil wird außerdem durch ein Barometer gesteuert, dessen Druckdosenmitte auf der einen Seite mit dem Ventilhebellager verbunden ist; ihm gegenüber bildet eine Feder das Widerlager, die einen Ausgleich der Temperaturunterschiede gestattet. Das Gerät liefert in 3 km Höhe 1,21 l/min Sauerstoff, in größerer Höhe zuzüglich eines Zuschlages von 0,53 des Minderluftdruckes in mm QS. Das Zifferblatt des Druckmessers ist mit leuchtenden Zahlen versehen. Das Gerät kann von einem oder zwei Mann benutzt werden.

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 61501.

Flugzeugbau. Pionier-Apparate-Einbau der Pionier Instrument Co. mit senkrechten, an festen Zeigern vorbeilaufenden Meßleitern an Stelle der üblichen Zifferblätter erlaubt eine weitgehende Normung und benötigt wenig Platz, da alle Apparate mit Ausnahme des Kompasses und der Uhr mit dieser senkrechten Teilung versehen sind, also dicht neben- und untereinander aufgestellt werden können.

Der Nachteil dieser Anordnung, die zuerst verführerisch einfach scheint, liegt darin, daß ein ermüdetes Auge weniger leicht eine Längsverschiebung einer Meßleiter wahrnimmt, als den geänderten Zeigerausschlag auf dem runden Zifferblatt. Die enge Zusammenstellung einander sehr ähnlicher Meßleitern begünstigt Irrtümer, die etwa durch Unterteilung in einzelne Gruppen, durch Kennzeichnen mit verschiedenen Farben und vielleicht durch Anordnung auch wagerechter Meßleitern vermieden werden könnten.

— Disposition des instruments de bord; L'Aéronautique 8, Nr. 83, vom April 1926, S. 145 bis 146 (2 Sp., 3 Lichtb., 1 Skizze). *H. E.* 61502.

Flugzeuge. Schwanzloser Pterodactylus-Hill-HD, mit dem seit Oktober 1925 einundzwanzig Flüge gemacht worden sind, besteht aus einem Tragdeck und einem kurzen Rumpfteil, in dessen Hinterende der Motor mit Druckschraube untergebracht ist. Die Flügel sind stark pfeilförmig, laufen nach den Enden spitz zu und haben eine feste Verwindung. Hierdurch wird eine immer gleichbleibende Druckpunktlage erreicht, etwa auf ⅓ der Flügeltiefe hinter der Eintrittskante, nur beim Durchsacken wandert er bis zur Mitte der Flügeltiefe entsprechend einem Anstellwinkel von 90°.

Die Flügelenden sind um eine Parallele zur Flugzeugquerachse drehbar und bilden zwei vollkommen entlastete Hauptruder. Sie haben symmetrischen Flügelschnitt, werden ohne Anstellwinkel geflogen und dienen gleichartig bewegt als Höhenruder, gegeneinander bewegt als Querruder.

Das Flugzeug ist längs- und querstabil; seine Schwingungen um die Querachse verlaufen verhältnismäßig schnell und sind weniger leicht zu dämpfen als bei gewöhnlichen Flugzeugen; die um die Längsachse sind kürzer und stark gedämpft. Es ist gegen Stöße empfindlich, mehr in Längs-, als in Querrichtung.

Eine Geschwindigkeit, bei der gefährliches Durchsacken eintritt, ist nicht beoachtet worden, da die seitlichen Hauptruder, wenn das Hauptdeck durchsackt, so gestellt werden können, daß ihr Anstellwinkel weit unterhalb der gefährlichen Grenze liegt; ihr Auftrieb also dauernde Steuerfähigkeit sichert. Bei abgestelltem Motor und wagerechtem Tragdeck beträgt die Gleitgeschwindigkeit 65 km/h; beim langsamen Ziehen nimmt die Geschwindigkeit ab der Gleitwinkel vergrößert sich, aber die Rumpfneigung bleibt bestehen. Beim Überschreiten der Mindestgeschwindigkeit nimmt der Gleitwinkel schneller zu, aber das Flugzeug bleibt in der Gewalt des Führers, auch in Böen; durch sanftes Nachlassen des Steuerknüppels nach vorne kann das Flugzeug dabei ohne Höhenverlust aus dem Sackflugzustand zurückgeführt werden. Der größte Nachteil dieser Anordnung liegt darin, daß die Steuerkräfte an dem vorhandenen Flugzeug für Handbedienung noch zu groß sind; sonst ist die Steuerung sehr wirksam.

Seitenruder sind seitlich unter den Flügeln angebracht, über ihnen, etwas weiter nach außen, auf der Tragdeckoberseite liegen feste Kielflossen. Seitensteuerung also durch Luftwiderstand, bleibt beim Sackflug auch in Böen wirksam, wird nur entsprechend dem Geschwindigkeitsverlust schwächer. Im gewöhnlichen Geradeausflug ist die Drehwirkung überraschend gering, jedoch beim Kurven wirksam. Hierbei müssen die Ruder in der Auslage gehalten werden, im Gegensatz zum gewöhnlichen Flugzeug, bei dem die Ruder zurückgenommen werden müssen, um ein Abkippen zu vermeiden. Da der Luftstrom unter den Flügeln nach außen geneigt ist, ergeben sich aus der je nach Geschwindigkeiten verschiedenen Richtung Schwierigkeiten bei der Ruderverspannung, die noch nicht gelöst sind.

Die Seitenruder wirken, gleichzeitig nach innen oder außen gestellt, als Luftbremse, wobei bei gleicher Geschwindigkeit der Gleitwinkel vergrößert wird.

Rumpf sehr schmal, vorne abgerundet, unten scharf. Zwei- oder Einsitzer. Holzbau aus Balsa-Sperrholz.

Triebwerk: Druckschraubenantrieb.

Tragdeck: Pfeilstellung der Vorderkante 14°, der Hinterkante 31°, Verwindung 6°, keine V-Stellung. Flügelschnitt: Schraubenprofil 4, die Ruder T. P. 3. Holzbau mit Stoffbespannung. Von den Fußpunkten der Seitenruder schräg nach Rumpfunterkante laufende V-Stiele, die gegen Flügel nochmals senkrecht versteift sind, Drahtverspannung.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse. An Stelle des Sporns drittes, in Gabel gelagertes Rad, an Rumpfhinterkante; es ist mit den Seitenrudern zusammen steuerbar.

Spannweite		13,70 m
Spannweite bis zu den Hauptrudern		9,10 m
Flügelfläche		20,7 m²
davon Hauptruder		5,0 m²
Seitenruder		1,0 m²
Motor: Bristol-»Cherub«		35 PS
Leergewicht		0,202 t
Betriebsstoffe	14 kg	
Besatzung	155 kg	
daher Zuladung	169 kg	0,169 t
also Fluggewicht		0,371 t

Flächenbelastung	17,9	kg/m²
Leistungsbelastung	10,5	kg/PS
Flächenleistung	1,7	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	112	km/h
Schnellflugzahl	15	
Weitflugzahl	4,4	
bei Drehzahl	3440	U/min
Mindestgeschwindigkeit	65	km/h
Sackflug bei etwa	45	km/h

— *W. H. Sayers*, Tail-Less Aeroplanes, ancient and modern; The Tail-Les Aeroplane; The Aeroplane **30**, Nr. 17 vom 28. April 1926, S. 446 bis 458 (14 Sp., 3 Lichtb., 5 Skizzen, Zahlenang.); The Tailless Aeroplane; Flight **18**, Nr. 17 vom 29. April 1926, S. 261 bis 263 (6 Sp., 4 Lichtb., Zahlenang.). *H.*, *E.* 61503.

Flugzeuge. A. N. E. C.-Verkehrs-DD, Muster III, siehe Abb., von der Air Navigation and Engineering Co. für die australische Larkin-Luftverkehrsgesellschaft gebaut (vgl. 60508).

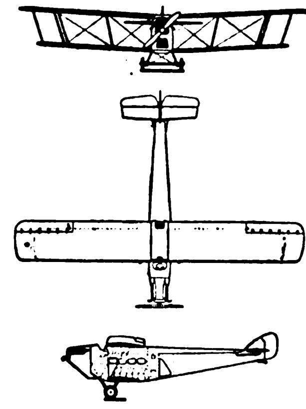


Abb. zu 61504. A. N. E. C.-Verkehrs-DD.

— *J. Serryer*, L'avion commercial A. N. E. C. III; Les Ailes **16**, Nr. 254 vom 29. April 1926, S. 2 bis 3 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61504.

Flugzeuge. Wibault-Erkundungs-HD, Muster 8 C 2 s. Abb.; Ganzmetallbau, wie Jagdeinsitzer 9 C 1 und 7 C 1 (vgl. 61009).

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Zwei dicht hintereinanderliegende Sitze, Führer vorne, 6 oder 7 MG.

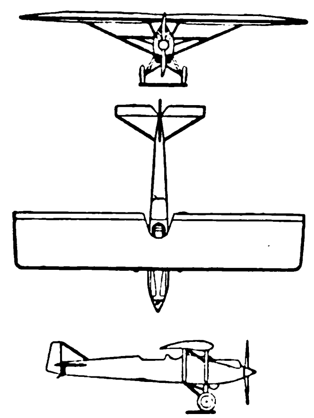


Abb. zu 61505. Wibault-Erkundungs-HD, 8 C 2.

Beobachtersitz mit F. T.-Empfangs- und Sendeeinrichtung, Licht- oder Laufbildgerät, Rauchsignaleinrichtung; beide Sitze haben Rücken-Fallschirme. Metallbau aus vier L-Längsholmen, die durch T- und U-Streben miteinander verbunden sind, an den Angriffspunkten der Holme und Streben Rahmenspanten, Metallblechbeplattung, s. Abb. 3 zu 61009.

Triebwerk am vordersten Rahmenspant mit vier Bolzen angeschlossen, als Ganzes ausbaubar; verschiedene Motorenmuster können eingebaut werden. Brennstofftank im Schwerpunkt zwischen Motor und Führer, außerdem kleiner Speise-Falltank im Oberdeckmittelteil. Lamblin-Kühler auf der Unterseite.

Tragdeck durchlaufend, rechteckig, mit dickem, fast über ganze Flügelbreite gleichbleibendem Flügelschnitt. Mitte durch zwei schräge N-Stiele mit Rumpfoberholmen verbunden, zur besseren Sicht an der Hinterkante stark ausgeschnitten. Ganzmetallbau aus zwei Kastenlängsholmen, die durch Rohrfachwerk gegeneinander versteift sind, dünne, durch kleine Profile versteifte Blechrippen, Blechbeplattung (Vernietung der Beplattung mit den Rippen, ähnlich wie bei Dornier. D. Ber.), vgl. Abb. 2 zu 61009. Unausgeglichene Querruder über ganze Flügelspannweite. Zwei seitliche Streben zu den Rumpfunterholm-Fahrgestell-Knotenpunkten.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges, unentlastetes Höhenruder, Kielflosse, unentlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit Ölstoßdämpfern im Vorderstiel, ohne durchlaufende Achse; unter Rumpfmitte liegender Drehpunkt ist durch zwei seitliche und eine Mittelstrebe mit dem Rumpf, durch zwei angelenkte Streben mit den Radachsen verbunden.

Spannweite		12,70	m
Länge		8,95	m
Höhe		3,20	m
Flügeltiefe		2,45	m
Flügelfläche		31	m²
Motor: Hispano-Suiza		500	PS
oder andere von 400 bis 600 PS			
Leergewicht mit Wasser		1,21	t
Brennstoff	269 kg		
Ladung	573 kg		
also Zuladung	842 kg	0,84	t
daher Fluggewicht		2,05	t
Flächenbelastung		66,3	kg/m²
Leistungsbelastung		4,1	kg/PS
Flächenleistung		16,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit am Boden		240	km/h
Landegeschwindigkeit		98	km/h
Geschwindigkeit in 2 km		238	km/h
» » 4 km		229	km/h
» » 6 km		210	km/h
steigt auf 2 km in		7,2	min
» » 4 km »		18,8	min
» » 6 km »		36,0	min
Gipfelhöhe		7	km
Schnellflugzahl		15,3	
Weitflugzahl		3,7	
Hochflugzahl		6,6	
Lastvielfaches		10	

— *J. Serryer*, L'avion biplane Wibault, type 8 C 2; Les Ailes **16**, Nr. 256 vom 13. Mai 1926, S. 2 u. 3 (3 Sp., 1 Lichtb 3 Risse, 4 Skizzen, Zahlenang.). *H.*, *E.* 61505.

Flugzeuge. Polnischer Ponikowsky-Zweisitzer-Militär-DD, auf der Flugwerft in Bjala-Podljaska in Bau. Baustoff: Duralumin, stoffbespannt.

Tragdecks mit dickem Profil, Metallbau mit Stoffbespannung.

Fahrgestell mit Öldruckluftfederung.

Fluggewicht	1,7	t
Höchstgeschwindigkeit	245	km/h
Gipfelhöhe	7,5	km
Bewaffnung	5	M. G.

Weitere Angaben werden geheimgehalten.

— Neues polnisches Flugzeug; Woina i Technika (Krieg und Technik) **7**, Nr. 257 (Luftflottenheft Nr. 31) vom Februar 1926, S. 46 (¼ Sp.). *Sy.*, *H.* 61506.

Flugzeuge. Kalinin-Verkehrs-HD, Muster AK-1, von K. A. Kalinin auf der R. W. S.-6 (Russische Militärflugwerft 6) gebaut. Baustoff: Stahlrohr und Holz. Nachbau des Musters K-1 (vgl. 60403).

Rumpf aus Stahlrohr, stoffbespannt, rechteckig, Führersitz an Steuerbord. Rumpfspitze und Fluggastraum für 4 Personen mit Koltjugaluminblech verkleidet.

Triebwerk an abnehmbarem Stahlblechrahmen mittels 4 Bolzen am Rumpf befestigt. 2 Trommelkühler eigener Bauart.

Tragdeck elliptisch, dreiteilig, stoffbespannt. Von Flügelmitte laufen zwei stromlinige Stahlrohrstreben zur Rumpfunterkante. Mitteldicker Göttinger Flügelschnitt, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell gewöhnlich. Gummifederung.

Spannweite		14,94	m
Länge		10,98	m
Höhe		3,08	m
größte Flügeltiefe		3,2	m
Seitenverhältnis		11	
Flügelfläche		37	m²
Höhenflosse und -ruder		5,87	m²
Kielflosse und Seitenruder		1,47	m²
Motor: Salmson		160	PS
Leergewicht		0,79	t
Nutzlast	0,50 t		
Betriebsstoff	0,36 t		
daher Zuladung	0,86 t	0,86	t
also Fluggewicht		1,65	t
Flächenbelastung		44,5	kg/m²
Leistungsbelastung		10,3	PS/kg
Flächenleistung		5,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		147	km/h
Betriebsgeschwindigkeit		130	km/h
Landegeschwindigkeit		90	km/h
steigt auf 1 km in		16	min
Gipfelhöhe		2,0	km
Schnellflugzahl		13,1	
Weitflugzahl		5,7	
Hochflugzahl		5,4	
Gleitwinkel		6,7	°
also Gleitzahl		0,117	
Anlaufstrecke mit Vollast		110	m
Auslaufstrecke		120	m
Flugdauer		5	h
Flugweite		650	km

— *K. A. Kalinin*. Das Flugzeug AK-1; Wosduschawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, Nr. 3 vom März 1926, S. 45 bis 46 (4 Sp., 2 Lichtb., 1 Riß, Zahlenang.). *Sy.*, *H.* 61507.

Flugzeuge. Hanriot-Verkehrs-HD, Muster H. 25, von der Société des Avions Hanriot gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Längsholme aus Leichtmetall-U-Profilen, die durch ebensolche Querspanten miteinander verbunden sind. Stoffbekleidung. Führersitz unmittelbar hinter dem Motor auf der Oberseite, dahinter großer Fluggastraum mit 6 Sitzen, seitlicher Einsteigtür, großen Seitenfenstern und einer Schiebetür in der Decke, durch die die Fluggäste das Flugzeug mit dem Fallschirm verlassen können.

Triebwerk im Vorderteil, gut verkleideter Sternmotor mit Wasserkühlung, Lamblin-Strebenkühler am Fahrgestell, Brennstofftank im Tragdeckmittelteil, Speisung durch Pumpen.

Tragdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, mit gleichbleibendem, dickem Flügelschnitt über ganze Spannweite. Mittelteil mit Rumpfoberseite vereinigt. Die Flügel sind jeder durch zwei schräge Stielpaare aus stromlinigen Stahlrohren zum Fahrgestell abgesteift, diese Stielpaare sind untereinander durch Streben und Drahtauskreuzungen verbunden. Gitter-Flügelholme und Innenstiele, die gleiche Steghöhe wie die Holme haben; Gitter-Rippen aus U-Profilen; alles in Leichtmetall. Stoffbespannung. Lange, schmale, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk: unausgeglichene Ruder, feste Kielflosse, im Fluge verstellbare Höhenflosse.

Fahrgestell: zwei in Längsrichtung gestellte N-Stiele, verbunden durch durchlaufende Achse. Gummifederung. Oberteil der Räder und Radachse sind mit Blech stromlinig verkleidet.

Spannweite	17,0	m
Länge	12,5	m
Höhe	3,8	m
Flügeltiefe	3,0	m
Flügelfläche	51	m²
Motor: Salmson CM 18	500	PS
Nutzlast	0,60	t
Betriebsstoff	0,30	t
Fluggewicht	2,60	t
Flächenbelastung	51,0	kg/m²
Leistungsbelastung	5,2	kg/PS
Flächenleistung	9,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	195	km/h
Gipfelhöhe	4,0	km
Schnellflugzahl	13,5	
Weitflugzahl	3,8	
Hochflugzahl	4,4	

— *J. Serryer*, Le monoplane Hanriot H 25; Les Ailes **16**, Nr. 257 vom 20. Mai 1926, S. 2 u. 3 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.*, *E.* 61508.

Flugzeuge. Segel-HD, Muster J-1 (vgl. 61515).

Rumpf: Sperrholzbauart, rechteckig, im Längsschnitt dicke Flügelschnittform, hinten wagerechte Schneide.

Tragdeck freitragend, trapezförmig, zweiholmig, dreiteilig, Sperrholznase bis zum Hinterholm. Flügeltiefe an der Wurzel 1,8 m, an den Enden 1,3 m. Profilhöhenverkleinerung 6,6 vH. Ausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: gemeinsame, im Rumpfboden gummigefederte Achse.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. 2 (28), vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der dritte allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61509.

Flugzeuge. Bes Devisal-Segel-HD (vgl. 61515).

Rumpf verspannter Bauart, rechteckig, hinten senkrechte Schneide.

Tragdeck freitragend, trapezförmig, zweiholmig, dreiteilig. Mittelteil rechteckig, auf vier Streben über Rumpfoberseite gelagert. Flügeltiefe an den Enden 1,0 m. Kastenholme, Gitterrippen. Unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, ausgeglichen, Flügelschnitt Göttingen 444.

Fahrgestell gewöhnlich, zwei Räder auf gemeinsamer, im Rumpfboden gummigefederter Achse.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. 2 (28), vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der dritte allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61510.

Flugzeuge. Nischegorodetz-Zweisitzer-Segel-HD, Muster L-2 (vgl. 61515).

Rumpf: Sperrholzbauart, rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Kleiner Fluggastsitz; Einstieg durch Mannloch im Tragdeck.

Tragdeck dreiteilig, zweiholmig, Flügel durch zwei Stahlbänder und ein Drahtseil abgefangen. Kastenholme mit Sperrholzsteg, Sperrholznase, Flügelmittelteil recht-



eckig, an den Enden trapezförmig, unausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, Flügelschnitt Göttingen 410. Höhen- und Kielflosse sperrholzbeplankt.

Fahrgestell gewöhnlich, im Rumpfboden gunmigefederte Achse.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet das Flugzeug **4**, Nr. 2 (28) (vom Febr.) 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der dritte allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61511.

Flugzeuge. Charkowetz-Segel-HD (vgl. 61515).

Rumpf: Gitterbauart, vorne fünfeckig, hinten rechteckig, in senkrechte Schneide auslaufend, vorne sperrholzbeplankt, hinten stoffbespannt.

Tragdeck: Mittelteil rechteckig, Endteile trapezförmig. Flügeltiefe an der Wurzel 1,3 m, an den Enden 0,65 m. Flügel zu den Rumpfunterkanten durch V-Streben abgefangen. Zwei an den Flügelenden zusammenstoßende Kastenholme, Gitter-Rippen. Flügelmittelteil hat Sperrholznase bis zum Hinterholm. Ausgeglichene Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, ausgeglichen.

Fahrgestell: zwei Räder auf gebrochener, im Rumpfboden gummigefederter Achse.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. 2 (28), vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der dritte allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61512.

Flugzeuge. Segel-HD, Muster G-1 (vgl. 61515).

Rumpf: Sperrholzbauart, rechteckig, hinten wagerechte Schneide. Gewicht des Rumpfes mit Kielflosse 30 kg.

Tragdeck freitragend, trapezförmig, zweiholmig, dreiteilig. Ausgeglichene Querruder. Gewicht des Flügels mit Querrudern 34 kg.

Leitwer gewöhnlich, ausgeglichen, Gewicht 9 kg.

Fahrgestell gewöhnlich.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. 2 (28), vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der dritte allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61513.

Flugzeuge. Segel-HD, Muster K. P. I. R.-4 (vgl. 61515) ähnelt dem Flugzeug der russischen Rhöngruppe.

Rumpf: Sperrholzbau, oval, hinten wagerechte Schneide. Größte Rumpfbreite 0,52 m.

Tragdeck dreiteilig, zweiholmig, rechteckig. Mittelteil 5,6 m lang, hat Flügelschnitt Göttingen 441. Flügel, je 3,2 m lang, haben Flügelschnitt Joukowsky Z. A. G. I. 112/5.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell: im Rumpf halbverdeckte Räder auf gemeinsamer, im Rumpfboden gummigefederter Achse.

— *G. Schmelef*, Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; zwei sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. (28), vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).

J. K., Der allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4**, S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy.*, *H.* 61514.

Flugzeuge. Segelflugzeuge des 3. allrussischen Segelflugwettbewerbes.

Zahlentafel zu 61515.

Bezeichnung	Erbauer	Verein	Spannweite m	Länge m	Höhe m	Flügeltiefe m	Flügelfläche m²	Seitenverhältnis	Flügelschnitt	Besatzung	Querruder m²	Höhenflosse m²	Höhenruder m²	Kielflosse m²	Seitenruder m²	Leergew. kg	Zuladung kg	Fluggew. kg	Flächenbelastung kg/m²
Nischegorodetz L2	Lutschinsky	Aviachim in Nischni Nowgorod	16,2	6,15	1,6	1,5	25,0	10,5	Feidge & Collins 4, und Eiffel 385	1 2	4,7	0,5	1,6	0,18	1,0	120	70 140	190 260	7,6 10,4
K.P.I.R.-1	Jakowtsuk Schelesnjakow	Segelflugverein der T. H. Kiew	12,6	5,6	1,4	1,47	18,3	8,7	Göttingen 441 u. Joukowsky ZAGI-112/5	1	2,16	—	1,87	0,6	0,9	120	70	190	10,4
K.P.I.R.—1 bis	Derselbe u. Tamaschewitsch	„	12,5	5,6	1,3	1,5	18,75	8,35	„	1	2,75	—	2,0	0,3	0,72	92	70	162	8,65
K.P.I.R.-4	Dieselben	„	12,0	5,6	1,3	1,5	18,0	8,0	Göttingen 426 und 444	1	2,88	—	2,0	0,4	0,8	83	70	153	8,5
J—1	Jumaschew	Xte Jagdstaffel in Kiew	12,2	5,7	?	1,5	17,2	8,7	Göttingen 426	1	3,0	—	?	?	2,0	83	70	153	8,9
G—1	E. Gribowsky	„	11,12	5,8	?	1,5	15,7	7,9	„	1	2,7	—	2,5	0,34	1,2	73	70	143	9,15
Charkowetz	Ryltzef	Flugtechn. Werkstatt in Odessa	17,2	6,05	1,1	1,0	18,25	15,5	Joukowsky Göttingen 430	1	3,25	—	2,25	—	0,8	160	70	230	12,6
Bes Devisa	Bytschkof Bogomolof	Mossaviachim	15,0	6,1	1,95	1,4	23,0	9,8	Göttingen 387	1	4,0	0,47	1,9	0,62	0,95	137	70	207	9,0

— *G. Schmelef.* Die Rekordsegelflugzeuge des dritten allrussischen Segelflugwettbewerbes; 2 Sowjetrussische Segelflugzeuge; Samolet (das Flugzeug) **4,** Nr. 2 (28) vom Febr. 1926, S. 2 bis 4 (6 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.).
J. K,. Der 3. allrussische Segelflugwettbewerb; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **4,** S. 63 bis 64 (4 Sp., 8 Lichtb.). *Sy., H.* 61515.

Material. Schweißung in den Vereinigten Staaten beim Rumpfaufbau fast aller Flugzeuge, in den meisten Fällen Azetylengas-Schweißung, neuerdings auch elektrische Punktschweißung (vgl. 611/1203).

Die Mindestwandstärken sind bei Hauptrohren auf 0,9 mm, bei weniger beanspruchten Rohren auf 0,5 mm festgelegt worden. Die Rohre sind meist kalt gezogen, haben einen Kohlenstoffgehalt von 0,15 bis 0,25 vH bei einer Festigkeit von 40 kg/mm²; Proportionalitätsgrenze bei 25 kg/mm². Zum Ausgleich des Kohlenstoffverlustes während des Schweißens werden auch Stähle mit 0,2 bis 0,3 vH Kohlenstoffgehalt verwendet. Als Sonderstahl wird viel eine Legierung von 0,25 bis 0,35 vH C, bis 0,6 vH Mn, 0,8 bis 1,1 vH Cr und 0,65 bis 0,85 vH Mo gebraucht, die 68 kg/mm² Festigkeit hat, und deren Proportionalitätsgrenze bei 43 kg/mm² liegt; ihre Festigkeitseigenschaften werden durch Schweißen wegen der langsamen Härtung an der Luft wenig geändert.

Als Bindemittel dient bei der Azetylen-Schweißung ein Stahldraht von geringem Kohlenstoffgehalt, zwischen 0,06 und 0,12, meist 0,08 vH C, 0,15 bis 0,35 vH Mn, höchstens 0,04 vH S, 0,04 vH P.

Ein Stahl mit 0,28 vH Kohlenstoff ist erfolgreich verwendet worden, doch eignet er sich weniger für dünne Rohre. Die Drahtstärke schwankt zwischen 1,5 und 3 mm und ist von der Dicke der Schweißnaht abhängig. Versuche mit Chrom-Molybdän-Stahl ergaben nur Vorteile, wenn das Werkstück nach der Schweißung ausgeglüht wurde. Ein Draht mit 3,5 vH Nickel zeigte für Chrom-Molybdän-Stahlrohre brauchbare Ergebnisse.

Ermüdungsversuche gaben sowohl bei gewöhnlichem Bindemittel wie bei Chrom-Molybdän-Stahl 50 vH Verschlechterung des geschweißten Metalles gegenüber dem ungeschweißten. In beiden Fällen lag der Bruch in der Mitte der Schweißstelle.

Die Schweißung eines Doppeldecker-Rumpfes dauert etwa 100 h, es werden 1400 l Sauerstoff und 11 200 l Azetylen dazu benötigt.

Die zu schweißenden Gegenstände werden auf besonderen Bänken eingespannt, die Wärmedehnung nicht verhindern und keine Spannungen hervorrufen dürfen. Die Schweißung wird fortlaufend von hinten nach vorne durchgeführt, etwaige Spannungen hinterher ausgeglüht, doch ist der Wert dieses Ausglühens sehr zweifelhaft. Die Rumpf-Längsachse darf am Ende höchstens 1,5 mm von der Richtung der Motorgehäuseachse abweichen. Infolge sorgfältiger Abgleichung bedingen Wärmedehnungen nur geringfügiges Nacharbeiten.

Nur fehlerhafte Schweißungen haben zum Bruch geführt; sie sind aber als solche vorher schwer zu erkennen; es ist vorgekommen, daß von einem Schweißstück nur der zwanzigste Teil der Sollast getragen wurde. Viele Brüche lassen sich auch auf falsche Bauweise zurückführen. Schweißungen sind zum Übertragen von Querkräften ungeeignet; Schweißspannungen sind besonders gefährlich, da durch geringe Zusatzbelastung Bruch herbeigeführt werden kann.

Diese Fehler sind bei sorgfältiger Arbeitsüberwachung zu vermeiden, und die geschweißten Rümpfe sind besser als Holzbauten und mit Stahldraht ausgekreuzte Stahlrohrrümpfe.

— La soudure des tubes d'aviation en acier ordinaire et en acier spécial; L'Aéronautique **8,** Nr. 83, vom April 1926, S. 135 bis 136 (3 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61516.

Motorteile. Farman-Getriebe, s. Abb. Untersetzungsverhältnis des in Frankreich für schwere Motoren (500 bis 700 PS) eingebauten Getriebes 1,5:1 oder 2:1. Schraubennabe und Armkreuz für die vier »Planetenräder« aus einem Stück. Die Kegel-Umlaufräder rollen auf dem vorderen, mit dem Gehäuse verbundenen festen Zahlkranz ab und werden auf der Motorseite von dem auf der Kurbelwelle sitzenden Zahnkranz angetrieben. Die Schraubenwelle ragt

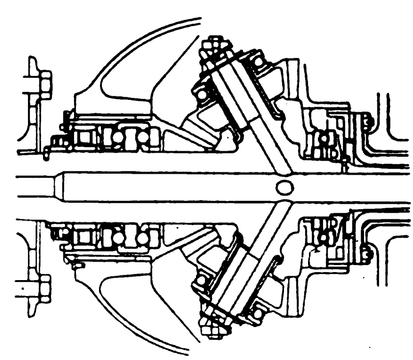


Abb. zu 61517. Farman-Getriebe.

ein Stück in die Kurbelwelle hinein. Mit Rücksicht auf den geringen Drehzahlunterschied beider Wellen Gleitlager; dagegen ist das vordere Lager ein Rollenlager, und die Schraubenzugkräfte werden von einem doppelten Kugeldrucklager aufgenommen.

Eines der Patente an diesem Getriebe bezieht sich auf die besondere Art der gegenseitigen, veränderlichen Einstellung des festen und des treibenden Zahnkranzes zur Sicherung des genauen Eingriffes der Umlaufräder. Beide Zahnkränze sind mit dem Gehäuse bzw. mit der Kurbelwelle nicht fest verbunden, sondern können gegen sie nach Lösen der Feststellschrauben in der Längsrichtung verschoben werden. Die gegenseitige Lage der drei Getriebeteile ist durch je einen Stellring zwischen den beiden Drucklagern und einem dritten zwischen Schraubennabe und Kurbelwelle gesichert. Das Öl tritt unter Druck durch die hohle Kurbelwelle vom Vorderlager aus in das gleichachsige Gleitlager und von dort aus weiter durch hohle Nabe und Bohrungen in den Armkreuzen zu den Drucklagern der vier Umlaufräder. Der Ölstand im Gehäuse bleibt stets auf gleicher Höhe.

Die amerikanische »Wright Aeronautical Corporation« hat kürzlich die Bauerlaubnis des Farmangetriebes für die Ver. Staaten erworben, wo es hauptsächlich für Handelsflugzeuge Verwendung finden soll.

— Les moteurs français; L'Aéronautique **8,** Nr. 50 vom Januar 1926, S. 27 (2 Sp., 1 Skizze); *W. F. Bradley,* French Airplane speed running gear to be used here; Automotive Industries **54,** Nr. 14 vom Jan. 1926, S. 615 (2 Sp., 1 Lichtb., 1 Zeichn.). *W., H.* 61517.

Strömung. Laufbildaufnahmen von Strömungsvorgängen in Wasser, die durch Aufstreuen von Bärlappsamen, Grassamen oder Aluminiumpulver sichtbar gemacht sind, geben mit gewöhnlichen Laufbildkammern wegen der zu kurzen Beleuchtungszeit jedes Schwimmteilchen als Punkt, lassen also keine Stromlinienzeichnung erkennen. Wenn man jedoch durch Einschalten eines Malteser-Kreuzes $^7/_8$ der Zeit für jedes Bild zur Beleuchtung, $^1/_8$ zur Weiterbewegung (statt der üblichen Wechselzeit von $^3/_5$ der gesamten Zeit für ein Bild) verwendet, wobei ohne Überlastung des Mechanismus nur 3 Bilder sekundlich (statt der üblichen 16) zulässig sind, werden diese »Filmzeitaufnahmen« zur Vorführung ungeeignet, liefern aber beim Betrachten fast lückenlose (nur um $^1/_8$ unterbrochene) Bilder der Bahn jedes Teilchens, gestatten also Rückschlüsse auf die Beschleunigungen und die sie verursachenden Kraftfelder.

Aufnahmen der Strömung an stillstehenden Zylindern geben die Bildung zweier Wirbel beim Anfahren und das Entstehen der Wirbelschleppe, andere den Einfluß der Zylinderdrehung, die nur einen Wirbel entstehen läßt. Dieser

»Anfahrwirbel« schwimmt weg und hinterläßt die Zirkulation, die zur Magnus-Wirkung führt.
— *L. Prandtl* und *O. Tietjens*, Kinematographische Strömungsbilder; Die Naturwissenschaften **13**, Nr. 49/50 vom 4. Dezember 1925, S. 1050 bis 1053 (6 Sp., 2 Skizz. d. Versuchsanordnung, 16 Strömungsaufnahmen). *E.* 61518.

Strömung. Formstabiles Flügelmodell (Holz) nach dem Alula-Muster wurde im Lauf der Forschungsarbeiten über Formstabilität im Z.A.G.I., Moskau, untersucht (vgl. 60328). Hat auffallend kleine Widerstandsbeizahl und günstige Gleitzahl, Kleinstwert 0,048 bei 8° Anstellwinkel. Druckpunktwanderung nahezu geradlinig mit dem Anstellwinkel, zwischen 0 und 14° nur 0,235 der größten Flügeltiefe.

Versuche bezwecken den Bau formstabiler Flügel ohne oder mit geringer Druckpunktwanderung. Statisch nach der Tscheranowsky-Bauart für Segelflugzeuge leicht zu bauen, Mehrholmbauart, Flächeneinheitsgewicht rd. 1,8 bis 2,2 kg/m².

Anstellwinkel Grad	Auftriebsbeizahl	Widerstandsbeizahl	Druckpunktabstand von Flügelvorderkante, vH der größten Flügeltiefe	Gleitzahl
0	17,52	3,52	57,5	0,20
1	21,69	2,55	49,6	0,12
2	25,69	2,27	44,7	0,088
3	29,51	2,14	43,2	0,072
4	33,50	2,07	41,8	0,062
5	37,40	2,01	40,6	0,054
6	40,90	2,02	39,5	0,050
7	44,61	2,14	39,2	0,048
8	48,25	2,31	38,8	0,048
9	52,76	2,57	38,1	0,049
10	55,90	2,82	37,8	0,056
11	59,95	3,17	37,1	0,053
12	64,15	3,60	36,5	0,056
13	67,30	4,00	35,0	0,060
14	69,20	4,46	34,0	0,065
15	60,50	4,93	33,8	0,071
16	69,20	5,50	33,5	0,080
17	68,40	6,28	34,0	0,092
18	67,30	7,64	35,2	0,11
19	66,00	10,00	36,9	0,15

— Sonderbericht. *Sy., H.*, 61519.

Strömung. Die Göttinger Strömungsversuchsanstalt entstand aus Anregungen von Felix Klein, der auch für die Berufung von Prandtl nach Göttingen sorgte, mit Förderung durch die Kaiser Wilhelm-Gesellschaft und Unterstützung durch Henry Th. von Böttinger.

Das »Kaiser Wilhelm-Institut für Strömungsforschung« ist der planmäßigen Untersuchung der Strömungsvorgänge gewidmet. Neben den Vorgängen in unzusammendrückbaren Flüssigkeiten, zu denen in gewissen Grenzen auch Luft gehört, und die schon für einen weiten Bereich der Reynold's-schen Zahl (Länge mal Geschwindigkeit mal Dichte, geteilt durch Zähigkeitsmaß) erforscht sind, aber auf zahlreiche technisch wichtige Körperformen ausgedehnt werden müssen, kommen Messungen an zusammendrückbaren und verdampfenden Flüssigkeiten, also im Bereich der Schallgeschwindigkeit und der Kavitation, in Frage.

Nach den Gesetzen der Ähnlichkeitsmechanik lassen sich auch Strömungsvorgänge und Widerstände in Rohrleitungen, in umlaufenden Maschinen, an freien Flüssigkeitsoberflächen und in natürlichen und künstlichen Wasserläufen, wie in der freien Atmosphäre untersuchen, ferner die an Lebewesen; hier zeigt der Vergleich zwischen Mücke und Adler, daß die Natur je nach der Reynoldsschen Zahl verschiedene Mittel verwendet. Anderseits läßt sich z. B. ein wimperschlagendes Aufgußtierchen im vergrößerten Modell untersuchen, wenn man dieses in einer zähen Flüssigkeit langsam bewegt.

Im neuen Institut finden sich zwei Kessel von je 10 m³ Inhalt, die luftleer gemacht für kurze Zeit einen sehr schnellen Luftstrom erzeugen oder in Verbindung mit einer 20 m³-Glasglocke zum Eichen von Düsen dienen, ferner mit Druckluft und Wasser für Strömungsversuche bei Grenzzuständen gefüllt werden können. Die Pumpe kann auch in ein Gerinne arbeiten, das für Flußbaumessungen od. als Schlepptank dient.

Hinzu kommt unter anderem ein umlaufendes Zimmer zur Untersuchung mechanischer Vorgänge vom Standpunkt eines mitrotierenden Beobachters, wie sie zum Nachahmen der Strömung in Turbinen oder der Erddrehungseinflüsse auf den Wind notwendig ist.
— *L. Prandtl*, Aufgaben der Strömungsforschung, Festvortrag bei der Einweihung der Neubauten des Kaiser Wilhelm-Institutes für Strömungsforschung am 16. Juli 1925; Die Naturwissenschaften **14**, Nr. 16 vom 16. April 1926, S. 335 bis 338 (6 Sp.). *E.* 61520.

Strömung. Statistische Flügelschnitt-Untersuchungen des Z. A. G. I. erstreckten sich insbesondere auf die Erforschung der Zusammenhänge zwischen der Gleitzahl, dem Verhältnis der Profildicke, der Länge und der Auftriebsbeizahl. Nach der Stärke der Wölbung teilte man alle untersuchten Profile in drei Gruppen: 1. Wölbung 0, symmetrische Profile; 2. schwache Wölbung, etwa Göttingen 430; 3. starke Wölbung, etwa Göttingen 432. Die Untersuchung erstreckte sich im Bereich der Auftriebsbeizahlen 0,16 bis 0,96 auf sechs Punkte (s. Zahlentafel).

Ergebnisse: 1. Im Einklang mit der Theorie ergab eine Vergrößerung der Profildicke im Gebiet der größten untersuchten Auftriebsbeizahlen (0,64 bis 0,96) eine Verschlechterung der Gleitzahl, wobei letztere der Profildicke ungefähr verhältig war. Diese Verschlechterung ist etwa dem Kehrwert der Auftriebsbeizahl verhältig, man kann also im Hinblick auf die Gleitzahl bei höheren Auftriebsbeizahlen dickere Profile anwenden.

2. Mittelwerte der Gleitzahlen für alle untersuchten Profile:

Auftriebsbeizahl	Gleitzahl
0,16	0,138
0,32	0,089
0,49	0,071
0,64	0,069
0,80	0,075
0,96	0,079

3. Symmetrische Profile haben im Vergleich zu den anderen bei kleinen Auftriebsbeizahlen bessere Gleitzahlen; letztere sinken mit wachsendem Auftrieb.

4. Abnahme der Gleitzahlen im Mittel für alle Profile bis zur Auftriebsbeizahl 0,64.
— Sonderbericht. *Sy., H.* 61521.

Wettbewerbe. Geschwindigkeitswertung für Ausgleichrennen in England nach einer neuen Regel des Royal Aero Club, der die Sollgeschwindigkeit aus der Kubikwurzel der Flächenleistung und einer Beizahl errechnet (diese ist aber der dritten Wurzel aus der Widerstandsbeizahl umgekehrt verhältig. D. Ber.). Die Beizahl ist in einer Schaulinie, abhängig vom Ausdruck: Geschwindigkeit mal Wurzel aus Luftdichteverhältnis, geteilt durch Wurzel aus Flächenbelastung, aufgetragen (dieser Ausdruck ist der Wurzel aus der Auftriebsbeizahl umgekehrt verhältig; die Schaulinie ist also in Wirklichkeit eine entsprechend verzerrte Polarkurve! D. Ber.).

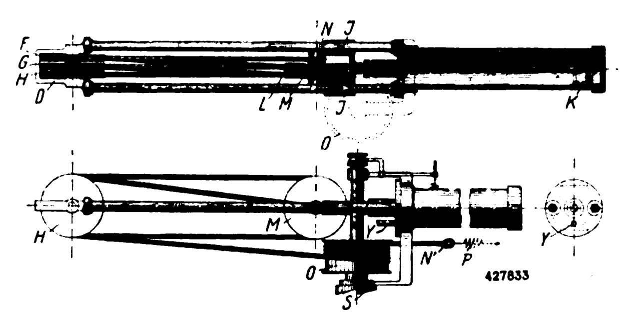
Da sonach die Beizahl zur Geschwindigkeitsberechnung von der Geschwindigkeit selbst abhängt, werden zunächst zwei Beizahlen geschätzt, die entsprechenden Geschwindigkeiten mittels der gegebenen Flächenleistung berechnet und die Abszissenwerte mittels der gegebenen Flächenbelastung bestimmt und die zugehörigen Punkte in das Schaubild eingetragen. Der Schnitt ihrer Verbindungsgeraden mit der Kurve liefert die gesuchte Beizahl der zugehörigen Geschwindigkeit. Das Ergebnis ist meist etwas ungünstiger als die gemessenen Werte.
— Speed Estimates and Handicapping; Flight **18**, Nr. 15 vom 15. April 1926, S. 225 (2 Sp., 1 Schaub.). *H., E.* 61522.



Luftfahrt-Patentschau.

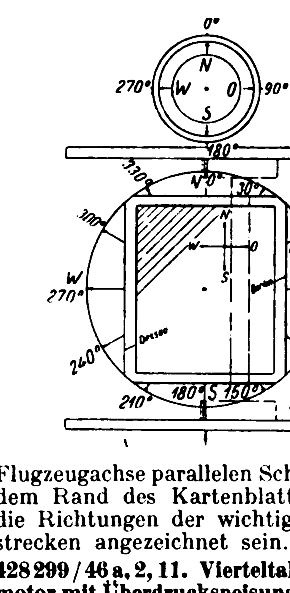
Deutsche Patente.

427833 / 46c, 5, 7. Flaschenzuganlasser zum Anwerfen schwerer Verbrennungs-Kraftmaschinen. J.-B. Bensa, Marseille. B 26. 8. 25. V 21. 4. 26. Das mechanische Anlassen schwerer Verbrennungskraftmaschinen insbes. von Luftfahrzeugmotoren ist noch immer von Zufällen begleitet, die das unmittelbare Anlaufen in Frage stellen; außerdem wird es fast immer von Motoren bewirkt, die sich außerhalb des Einflusses des Führers befinden. Die Erfindung sucht diese Nachteile zu beseitigen, und zwar durch einen an sich bekannten Flaschenzuganlasser, bei dem der bewegliche Rollenkörper des Flaschenzuges durch einen in einem Gestänge des festen Rollenkörpers gleitenden Wagen gebildet ist, der mit der Kolbenstange eines z. B. durch Druckflüssigkeit betriebenen Kolbens verbunden ist, während das freie, an einer Rückholfeder befestigte Ende des Seiles über eine Trommel geführt ist, deren Welle mit der Welle des anzuwerfenden Motors kuppelbar ist. Sobald der Kolben *K* zurückgedrückt wird, entfernen sich die auf dem Wagen *I* angebrachten Rollen *L* und *M* von den Rollen *F*, *G* und *H* am festen Rollenkörper *D*; dadurch wird das Seil *N*



abgerollt und teilt der Trommel *O* eine an Geschwindigkeit der Rollenzahl proportionale fortlaufende Drehbewegungen mit, die durch die Klauenkupplung *S* auf die Motorwelle übertragen wird. Während der Drehbewegung spannt das Ende *N'* des Drahtseils die Rückholfeder *P*, deren Spannung zur raschen Rückstellung aller beweglichen Teile in ihre Ausgangsstellungen ausreicht, sobald die Druckflüssigkeit durch *Y* abläuft. Der Anlasser bildet einen Teil der Bordausrüstung.

428120 / 62c, 25. Kartenhalter zum Gebrauch in Luftfahrzeugen. H. Hirth, Cannstatt. B 3. 6. 25. V 24. 4. 26. Der Kartenhalter besteht im wesentlichen aus einer mit Einrichtung zum Festhalten auswechselbarer Kartenblätter versehenen Drehscheibe mit Gradeinteilung über einem Tisch, auf welchem die Längsachse des Flugzeugs angegeben ist. Die Erfindung kennzeichnet sich weiter durch ein (auf Glas o. dgl. angebrachtes) über der Karte befindliches System der Flugzeugachse paralleler Linien und durch einen über der Karte geführten, der

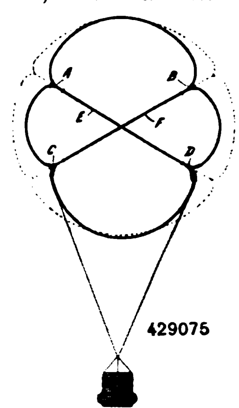


Flugzeugachse parallelen Schieber. Auf dem Rand des Kartenblattes können die Richtungen der wichtigsten Flugstrecken angezeichnet sein.

428299 / 46a, 2, 11. Viertaktflugzeugmotor mit Überdruckspeisung. Soc. An. Rateau, Paris. B 13. 5. 22. V 1. 5. 26. Die Erfindung besteht in der Vereinigung zweier an sich bekannter Anordnungen: einmal wird die in den Abgasen des Motors enthaltene Energie zum Antrieb einer Gasturbine verwendet, die einen in die Frischluftzuleitung geschalteten Kompressor speist, um den Vergasern die Luft unter gleichbleibendem Druck, nämlich dem der Auspuffleitung, zuzuführen, und ferner kommen mehrere Auspufföffnungen entweder gleichzeitig oder nacheinander zur Wirkung. Unter an sich bekannter Speisung des Motors durch einen derartigen, von seinen Auspuffgasen betriebenen Turbokompressor pufft der Motor zunächst in die Turbine und hierauf in die Außenluft aus, wodurch das Drehmoment des Motors über das am Erdboden bis zur Leistungsgrenze der Turbine erhöht und die Grenze der Steighöhe sowie der Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs gesteigert werden kann.

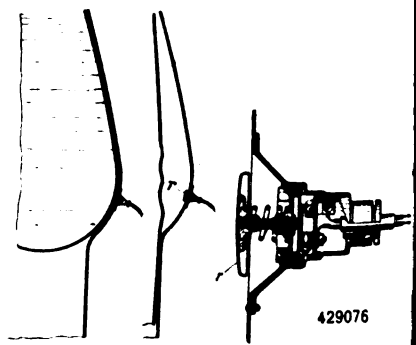
429036 / 62a, 27. Verfahren zur Herstellung gasdichter Stoffe. E. Brett, Tempelhof. B 6. 11. 20. V 18. 5. 26. Bezieht sich auf die Herstellung gasdichter Stoffe aus tierischer, mit einem Faserstoffgewebe dublierter Darmhaut, wie sie insbesondere für Gaszellen an Luftschiffen gebraucht werden. Die Erfindung besteht darin, daß die tierische Haut in feuchtem Zustande auf einer endlosen Gummidecke mit gerauhter Oberfläche, die auf einem tischartigen, mit Transport- und Leitvorrichtungen versehenen Gestell aufruht, in einander mit den Kanten überlappenden Stücken ausgelegt wird, die Gummidecke ist an den Rändern mit Wulsten versehen, an denen die tierische Darmhaut sich beim Trocknen festlegt.

429075 / 62a, 16. Gastragkörper veränderlichen Inhalts. H. G. Gibbs, London. B 13. 12. 24. V 19. 5. 26. Als bekannt sind solche Gastragkörper veränderlichen Inhalts vorausgesetzt, die innen an der Hülle befestigte, längs laufende Gurte besitzen, die unter sich durch elastische Zugorgane verbunden sind. Unter Schutz steht an solchen Tragkörpern, um sie trotz etwaiger Änderungen des Rauminhalts stets in bestimmten, sich ähnlichbleibenden



Formen zu halten, eine Ausführungsform mit vier Gurten *A*, *B*, *C*, *D*, die paarweise symmetrisch zur senkrechten bzw. wagerechten Tragkörper-Mittelebene liegen, wobei die diametral gegenüberliegenden Gurte durch elastische Zugorgane *E* und *F* verbunden sind. Die Hülle kann durch die Gurte in vier gleich große Stücke geteilt sein; es kann auch der Abstand der Gurte von der senkrechten Längsmittelebene größer sein als der Abstand von der wagerechten Längsmittelebene.

429076 / 62a, 30. Überwachungsvorrichtung für entleerbare Ballastbehälter in Luftschiffen. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen und E. Hilligardt, Akron (V. St. A.). B 12. 10. 24. V 18. 5. 26. Die einzelnen Behälter sind mit Kontakteinrichtungen versehen, die je mit einem abgefederten



tellerartigen Druckstück *r* an der äußeren Behälterwandung anliegen, derart daß bei gefülltem Behälter der Kontakt geschlossen ist und eine Signallampe am Führerstand leuchtet, während mit erfolgter Entleerung des Behälters der Stromkreis unterbrochen wird.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

16. Heft 28. August 1926 17. Jahrgang

Versuche mit schwachmotorigen Wasserflugzeugen.

Von Werner v. Langsdorff.

Während in fast sämtlichen Ländern seit mehreren Jahren Versuche mit schwachmotorigen Landflugzeugen gemacht worden sind, wurde dem schwachmotorigen Wasserflugzeug bisher nur geringe Beachtung geschenkt. Diese Vernachlässigung ist dadurch zu erklären, daß die Konstrukteure die ohnehin meist schon nicht sehr guten Leistungen ihrer schwachmotorigen Landflugzeuge nicht noch durch Unterbau eines Schwimmgestells verschlechtern wollten.

Der französische Doppeldecker Peyret-Le Prieur wurde im Herbst 1924 erstmalig als schwachmotoriges Wasserflugzeug bekannt. Es handelte sich um einen einstieligen, verspannten Doppeldecker, dessen Tragflügel rechteckigen Grundriß und gleiche Größe aufweisen. Verwendet ist der Göttinger Flügelschnitt 358. Die Zelle ist normal verspannt und verstrebt. Als Baumaterial diente Spruce und Sperrholz. Die Flügelrippen sind aus Duralumin hergestellt. Der vierkantige Sperrholzrumpf ist auffallend niedrig gehalten. Die Sitze liegen nebeneinander. Es ist Doppelsteuerung vorhanden. Das Leitwerk ist normal ausgebildet. Über die ganze Spannweite laufende Querruder weisen Ober- und Unterdeck auf.

Das Triebwerk bestand ursprünglich aus einem 15-PS-Sergant-Motor, später aus einem 45-PS-Anzani-Motor. Die Schraube ist nicht untersetzt und hat dementsprechend bei großer Drehzahl des Motors verhältnismäßig geringen Durchmesser. Das Triebwerk ist nach links von der Mittellinie verschoben.

Das Schwimmergestell ist niedrig gehalten und besitzt zwei stufenlose Schwimmer von insgesamt 850 l Inhalt. Unter dem Rumpfende liegt ein Hilfsschwimmer von 50 l Inhalt. Baumaterial Esche, Spruce und Mahagoni und Birken-Sperrholz.

Die Abmessungen des Flugzeuges gehen aus beistehender Zahlentafel hervor. Die Versuche blieben auch nach Erhöhung der Motorleistung um das Dreifache so wenig erfolgreich, daß die Bauart bis heute nicht weiter entwickelt worden ist.

Etwas später kam in England ein von Short Bros., Rochester, gebautes Wasserflugzeug zur Erprobung, welches als Einsitzer mit zwei Blackburne-Motoren von je 697 cm³ Hubraum ausgerüstet war. Dieses Flugzeug ist bis auf die Flügelhaut aus Duralumin hergestellt. Die zweiteiligen, zweiholmigen Tragflügel liegen über dem Boot. Letzteres ist zweimal abgestuft. Der Führer sitzt vor dem Tragwerk. Das Leitwerk ist normal ausgebildet mit über die ganze Spannweite laufenden Querrudern. Seitliche Stützschwimmer liegen unter den Flügelenden. Die beiden luftgekühlten Motoren sind seitlich vom Boot im Druckmittel auf dem Tragwerk gelagert und treiben mittels langer Wellen je eine vor dem Tragflügel liegende Zugschraube an.

Dieses kleine Flugboot hat im Dezember 1924 einige Flüge ausgeführt, ist aber ebenfalls nicht weiterentwickelt worden. Die Daten sind in der beistehenden Zahlentafel enthalten.

Schon vorher sind in Deutschland mit schwachmotorigen Flugzeugen Versuche gemacht worden, welche recht erfolgreich verlaufen sind. Zugrunde gelegt wurde der vom Werk Sindelfingen der Daimler-Motoren-Gesellschaft gebaute, von Regierungsbaumeister Klemm entworfene Eindecker L. 15, der zuvor bereits durch Ein- und Zweisitzerflüge mit einem 12 PS-Harley-Davidson-Motor bekannt geworden war[1]).

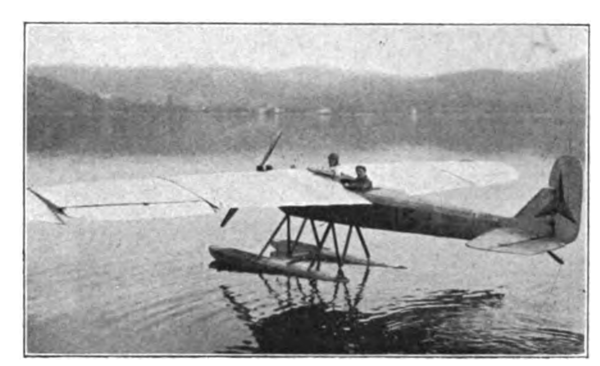


Abb. 1. Daimler L 15 Wa.

Am 9. Oktober 1924 fanden auf dem Bodensee die ersten praktischen Versuche statt, die von vornherein günstig verliefen. Das Flugzeug war bei diesen Versuchen bis auf das Schwimmergestell gegen früher unverändert. Es handelt sich somit um einen freitragenden Mitteldecker in normaler Holz-Stoff-Bauart. Verwendet wurde ein Stahlrohr-Schwimmergestell mit zwei Duralumin-Schwimmkörpern. Die Anordnung ist aus den Abb. 1 bis 3 ersichtlich.

Für die ersten Versuche wurde ein Zweitakt-Versuchsmotor verwendet, welcher bei einem Hubvolumen von 750 cm³ eine effektive Leistung von rd. 20 PS ergab. Die Versuche ergaben gute Start- und Landeverhältnisse. Einsitzig ergab

Zahlentafel 1.

Erbauer	Baujahr	Baumuster	Flügelanordnung	Zahl der Sitze	Zahl und Art der Schrauben	Zahl d. Mot.	Motor	Gesamt-PS	Spannweite m	Länge m	Tragfläche m²	Leergewicht t	Zuladung t	Gesamtgew. t	Geschwindigkeit km/h min	Geschwindigkeit km/h max	Gipfelhöhe km
L. Peyret, Courtevoie	1924	Le Prieur	Dd	2	1 Z	1	Anzani	45	10,50	6,96	37,70	0,25	0,09	0,34		60	
Short Bros Ltd. Rochester	1924	Stellite	Hd	1	2 Z	2	Blackburne	40	10,97	7,52	19,00	0,37	0,10	0,40	61	110	
Daimler-Motoren Gesellschaft, Werk Sindelfingen	1924	L 15 W	Md	1	1 Z	1	Harley	12	12,64	6,02	24,00	0,23	0,09	0,32	40	90	3,4
	1924	L 15 Wa	Md	2	1 Z	1	Z. V.	20	12,64	6,02	24,00	0,23	0,16	0,39	50	105	4,4
	1924	L 18 W	Md	1	1 Z	1	Harley	12	9,50	6,02	10,00	0,19	0,09	0,28	60	110	2,6
	1925	L 20 W	Td	2	1 Z	1	Mercedes	19	13,00	7,20	20,00	0,31	0,16	0,47	45	115	3,4

[1]) Vgl. W. v. Langsdorff, Das deutsche Daimler-Leichtflugzeug L. 15. ZFM 15. Jahrg. 11 und 12. Heft, 26. Juni 1924. Das Leichtflugzeug, 2. Aufl., Frankfurt a. M. 1925.

sich eine Rollänge bis zum Abheben von etwa 40 bis 50 m bei 12 s Rolldauer. Zweisitzig betrug die Rollänge etwa 50 bis 60 m bei 12 s Rolldauer. Auch die Steig- und Schwebefähigkeit war sogar zweisitzig gut. Es gelangen

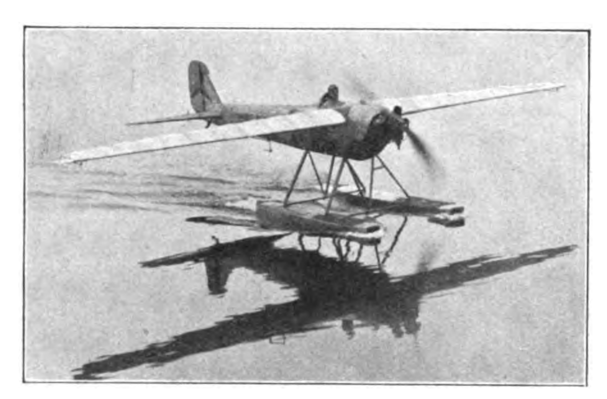


Abb. 2. Daimler L 18 W.

noch Horizontalflüge mit Drosselung auf 2550 Umdr./min gegen 3400 Umdr./min am Stand.

Während diese Flüge mit dem großen Tragflügel von 24 m² Inhalt ausgeführt wurden, gelangen später weitere Flüge einsitzig mit der kleinen Sportfläche von 10 m² Inhalt. Es ergab sich hier eine Rollänge von 60 m bis zum Abheben bei 13 s Rolldauer. Die durchschnittliche Geschwindigkeit im Flug betrug 110 km/h. Bemerkenswert war die gute Wendigkeit.

Weitere Versuche mit dem 12,5-PS-Harley-Davidson-Motor waren ebenfalls erfolgreich. Einsitzig ergab sich eine Rollänge bis zum Abheben von etwa 100 m, bei etwa 15 s Rolldauer bei vollständiger Windstille.

Anschließend an diese Versuche wurde im Juli 1925 die Bauart Daimler L. 20, die als Fortentwicklung der Bauart L. 15 aufgefaßt werden kann, mit Schwimmern versucht. Das Flugzeug glich hierbei in jeder Hinsicht der Landbauart bis auf das Schwimmergestell mit zwei Duralumin-Schwimmern. Als Motor diente der Zwei-Zylinder-Mercedes-Motor, welcher bei 885 cm³ Hubraum eine Effektivleistung von 18,6 PS aufweist. In dieser Ausführung wurden ebenfalls gelungene Wasserstarts und Flüge ausgeführt.

Diese deutschen Versuche sind besonders bemerkenswert, da sie mit weit schwächeren Motoren ausgeführt wurden als die vorhergenannten ausländischen Versuche. Wesentlich dabei ist, daß die Start- und Landungsverhältnisse vom seefliegerischen Standpunkt betrachtet sehr günstig waren, bei guter Steuerfähigkeit und Wendigkeit des Flugzeuges. Erfolgreiche Versuche in dieser Hinsicht mit ähnlich schwachen Motoren sind bis heute nirgends bekanntgeworden.



Abb. 3. Daimler L 20 W.

Ein neues Luftschiff.

Von L. Kort.

Es wird vielfach die Ansicht vertreten, Pralluftschiffe könnten zweckmäßigerweise nur in kleinen Abmessungen gebaut werden, während das System der Starrschiffe etwa nach Zeppelin oder Schütte-Lanz sich nur für ganz große Schiffe eignen sollte. Das trifft für die Starrschiffe ohne weiteres zu; denn das starre Gerüst hat ein so großes Eigengewicht, daß erst bei großen Abmessungen die Luftschiffe sich selbst tragen, geschweige denn noch Nutzlast tragen können.

Im folgenden soll gezeigt werden, daß das Prinzip des Pralluftschiffes bei entsprechender Konstruktion auch für ganz große Luftschiffe brauchbar ist, daß sogar bei ihnen die Überlegenheit gegenüber den Starrschiffen bezüglich Nutzlast, Stoßfestigkeit und Herstellungskosten stark in die Erscheinung tritt.

Die Abb. 1, 2 und 3 zeigen ein Pralluftschiff nach der neuen Bauweise. Zugrunde gelegt wurde dem Entwurf eine Größe von 70000 m³, weil das größte bisher gebaute Starrschiff — der Amerika-Zeppelin ZR III — diese Größe hat. Außerdem sind gerade über dieses Luftschiff genauere Angaben bekannt geworden, wodurch ein Vergleich mit dem neuen Typ erleichtert wird.

Die bisherigen Pralluftschiffe haben eine stromlinienförmige Hülle aus starkem Ballonstoff, welche die Gaszellen enthält. Diese Hülle muß nun so kräftig aufgepumpt werden, daß der Innendruck dem bei der höchsten Geschwindigkeit auftretenden Winddruck an der Spitze des Luftschiffes, dem Staudruck, mindestens gleich wird. Dadurch wird zugleich die nötige Biegungsfestigkeit des ganzen Luftschiffkörpers in der vertikalen und horizontalen Ebene erreicht.

Die Spannung S an irgendeiner Stelle der Hülle ist $S = p \cdot r$, wenn p der innere Überdruck, r der gerade betrachtete Krümmungsradius ist. Der Staudruck an der Spitze ist $q = \frac{\gamma \cdot v^2}{2g}$ kg/m², wenn γ das spezifische Gewicht der Luft und v die größte Geschwindigkeit in m/s ist. Der erforderliche Innendruck wächst also mit dem Quadrat der Maximalgeschwindigkeit und im gleichen Verhältnis wie der Krümmungsradius der Außenhülle. Hierin liegt die Schwierigkeit bei dem jetzigen Typ der Prallschiffe. Bei großen Abmessungen und hohen Geschwindigkeiten wachsen die Spannungen in der Hülle derartig, daß sie konstruktiv nicht mehr ohne weiteres beherrscht werden können. Bei dem größten bisher gebauten Prallschiff, dem Parsevalluftschiff P.L. 27 von 31300 m³ war $v = 24$ m/s, also $q = 36$ kg/m². Da die Höhe der Gaszellen 22 m betrug, ergab sich aus dem Unterschied des spezifischen Gewichtes zwischen Luft und Wasserstoff am Äquator des Schiffes, also in Höhe der Luftschiffspitze, ein innerer Gasdruck von $1{,}16 \cdot 11 = 12{,}76$ mm kg/m². Da der Staudruck bei höchster Fahrt 36 kg/m² betrug, mußte das Schiff also mindestens einen zusätzlichen inneren Druck von $36 - 12{,}76 = 23{,}24$ kg/m² haben, damit die Spitze nicht eingedrückt wurde.

Der Z.R. III hatte 35 m/s Höchstgeschwindigkeit, hierbei also einen Spitzenstaudruck von 76 kg/m². Das erwähnte Pralluftschiff P.L. 27 hätte also bei dieser Geschwindigkeit einen zusätzlichen inneren Überdruck, einen sog. »Betriebsdruck« von $76 - 12{,}76 = 63{,}24$ kg/m² erhalten müssen, damit seine Spitze während der Fahrt nicht eingedrückt würde. Für die neue Bauart der Pralluftschiffe genügt ein Betriebsdruck von 10 kg/m², wie später gezeigt werden wird.

Jeder Luftschiffkörper muß außerdem imstande sein, große Biegungskräfte aufzunehmen, die durch ungleiche Lastenverteilung, bei Böen und beim Ruderlegen auftreten. Jede Biegung erzeugt bekanntlich drei Kräfte: Zugkraft, Druckkraft und Querkraft. Die pralle Luftschiffhülle kann ohne weiteres die Zugkraft aufnehmen. Die Druckkraft muß durch den inneren Überdruck erzeugt werden. Die Querkraft wird entweder durch eine schräg doublierte



Stofflage in der Hülle oder durch besondere Organe anderer Art aufgenommen. Die Schwierigkeit liegt in der Aufnahme der Druckkräfte. Die resultierende Druckkraft geht durch den Schwerpunkt des Querschnittes. Es ist ohne weiteres klar, daß es günstiger wäre, wenn die Hülle selbst Druckkräfte aufnehmen könnte, damit sich die erwünschte große Entfernung zwischen den Druck- und Zugkräften ergäbe. Damit kommt man auf die Hauptmerkmale des neuen Systems: die Hülle bekommt nur soviel inneren Druck, wie zur allgemeinen Formhaltung nötig ist, etwa 10 kg/m². Dafür sind innen an der Hülle eine Anzahl von Schläuchen (vorliegend z. B. 25 Stück) befestigt. Diese sind mit etwa 3000 kg/m² aufgepumpt und laufen von der Spitze bis zum Heck. Durch sie wird erstens die Spitze widerstandsfähig gegen den Spitzenstaudruck bei höchster Fahrt, ohne daß ein hoher Betriebsdruck nötig ist, und zweitens wird eine große Biegungsfestigkeit des ganzen Luftschiffkörpers erzielt, da diese stramm aufgepumpten Schläuche große Druckkräfte aufnehmen können. Da sie außerdem über den äußeren Umfang verteilt sind, ergibt sich stets die denkbar größte Entfernung zwischen den Zug- und Druckspannungen. Diese Schläuche entsprechen also den Längsträgern des Starrschiffes. Während aber die Längsträger der Starrschiffe (Starrschiffe haben bekanntlich keinen inneren

Beschreibung.

1. Äußere Form: Das Luftschiff besitzt eine Fischform (s. Abb. 1 und 2). Die Länge ist kleiner, der Durchmesser größer als bei Z.R. III. Bei gleichem Volumen wird dadurch die Hülle kleiner und leichter. Außerdem wird der Luftwiderstand kleiner, so daß also eine etwas erhöhte Geschwindigkeit zu erwarten ist; denn bei so großen Schiffen, die Fischform haben, ist die Oberflächenreibung größer als der Formwiderstand. Ein Beweis hiefür ist das Zeppelin-Verkehrsluftschiff »Bodensee«. Dieses war der kürzeste Zeppelin und hatte im Verhältnis zur PS-Zahl und absolut die größte Geschwindigkeit erreicht. — Die Gondeln mit Motoren, Flossen und Ruder sind ähnlich dem Z.R. III vorgesehen; die Gondelaufhängung erfolgt nur durch je zwei Organe, so daß Luftwiderstand gespart wird.

2. Aufbau. Das Luftschiff besteht aus einer starken Hülle, welche innen neun Gaszellen trägt (Abb. 2). Die Hülle besteht aus zwei Lagen parallel und einer Lage unter 45° doubliertem Baumwollstoff. Zwischen der inneren und den beiden äußeren Lagen befindet sich je eine dünne Gummischicht. Jede der parallel doublierten Lagen hat eine Zerreißfestigkeit von 1000 kg/m und ein Gewicht von 115 g/m². Die schräg doublierte Lage soll die Querkräfte aufnehmen. Ihr Gewicht beträgt 95 g/m², ihre Reißfestigkeit 800 kg/m.

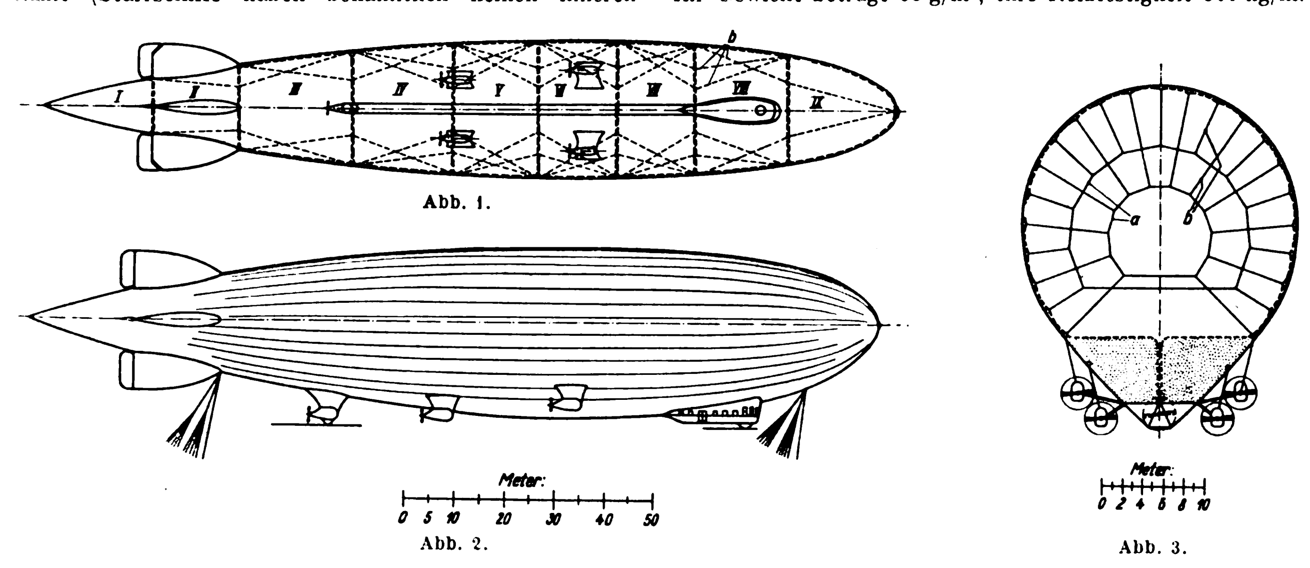


Abb. 1.

Abb. 2.

Abb. 3.

Druck außer dem Gasdruck) nach dem Ausfall einer Gaszelle zwischen zwei Knotenpunkten auf Knickung und Biegung (Biegung wegen der radialen Spannungskomponente der strammen Außenhülle) beansprucht werden, können diese Schläuche bei dem neuen System nur auf Druck, dagegen nicht auf Knickung und Biegung beansprucht werden. Denn durch ihre Verbindung mit der wegen des Betriebsdrucks stets gespannten Hülle sind sie in tangentialer Richtung durch die Hülle selbst gegen Ausknicken gesichert. In radialer Richtung sind sie ebenfalls gehalten: nach außen können sie nicht wegen der Hülle, nach innen nicht wegen des Überdruckes. Da die Schläuche etwa in 3 m Abstand voneinander verlaufen, würde also der Betriebsdruck von 10 kg/m² jedes laufende Meter dieser Schläuche sogar nach dem Auslaufen eines oder mehrerer Gaszellen mit 30 kg gegen Ausknicken nach innen halten. Theoretisch wären selbst diese 30 kg überflüssig, da ja die Hülle und damit die Schläuche, überall konvex gekrümmt sind, so daß also Druckspannungen in den Schläuchen diese nur noch fester nach außen gegen die Hülle drücken würden. Gegenüber den Starrschiffen ergibt sich also, daß bei gleicher Biegungsfestigkeit des Luftschiffes die Längsträger wesentlich leichter ausfallen können. Da außerdem die vielen Ringe, welche den vieleckigen Querschnitt gegen große Kräfte erhalten müssen, ganz in Fortfall kommen, ergibt sich ein erheblicher Gewichtsvorteil für das neue System, der — wie später gezeigt wird — bei dem Amerika-Zeppelin etwa 10 t ausmacht.

Durch einen Ventilator wird die Hülle unter einem inneren Druck von 10 kg/m² gehalten. (Punktierte Fläche in Abb. 3.) An der Hülle laufen innen 25 Schläuche vom Bug bis zum Heck durch. Sie werden mit etwa 0,3 at = 3000 kg/m² aufgepumpt und haben in der Schiffsmitte etwa 30 cm Durchmesser, an den Schiffsenden weniger. Durch diese Schläuche wird erreicht, daß die Gaszellen durch einen Luftmantel von der Außenhülle getrennt sind. Das ist für die Wärmeisolation wichtig, besonders wenn die Luft zirkulieren kann.

Im Bereiche der größten Höhe des Schiffes, etwa von der vordersten bis zur hintersten Gondel, sind innerhalb der Hülle in Abständen von etwa 1 m Seile angebracht. Sie laufen parallel zur Hülle in zur Längsachse senkrechten Ebenen, die Schläuche berührend und sind unten an dem Laufgang befestigt. Sie sollen einen Teil der Hüllenspannung aufnehmen und die Hülle etwas entlasten. Der Laufgang ist innenliegend. Er reicht ebenfalls von der vordersten bis zur hintersten Gondel und wird von der Außenhülle umschlossen. Er hat dreieckigen Querschnitt. Seine Diagonalverspannung besteht nur aus Tauwerk. Hierdurch ergibt sich eine dem Luftschiffkörper etwa entsprechende Elastizität. Die Aufhängung der Motorgondeln erfolgt nur in zwei Ebenen. Die Aufhängeseile sind von einer gemeinsamen Entwirbelung umhüllt, so daß der Luftwiderstand der Aufhängeorgane voraussichtlich verringert wird.

3. Gaszellen. Das Luftschiff wird durch neun Gaszellen getragen. Diese Zellen legen sich gegen die vorer-

wähnten Schläuche (s. Abb. 3) und im Bereich der großen Schiffsdurchmesser gegen die Seile, welche innen, im Abstand von 0,3 m, parallel zur Hülle verlaufen. Durch die hierdurch entstehenden Einschnürungen an der Zellenhaut ergibt sich eine Verbindung zwischen allen Teilen der Luftschicht zwischen Hülle und Zellen. Um bei Schräglagen des Luftschiffes ein zu starkes Anschwellen des Gasdruckes an den Schiffsenden zu verhüten, müssen die Schottwände der Gaszellen mit der Außenhaut verbunden werden, so daß die Drücke der Schottwände auf die Außenhaut übertragen werden ohne hier wesentliche Einschnürungen hervorzurufen. Das soll folgendermaßen erreicht werden: An jeder großen Schottwand sind zwei starke Seile a (ringförmig resp. vieleckförmig konzentrisch befestigt, s. Abb. 3). Von diesen Tauen laufen andere Seile b quer durch die Zelle bis zu einem der längsverlaufenden Prallschläuche (s. Abb. 2 punktiert). Da diese Seile in spitzen Winkeln mit den Schläuchen verbunden sind, werden sie keine nennenswerten Einschnürungen hervorrufen. Diese Seile b könnten eventuell ersetzt werden durch zwei oder mehrere schräg doublierte Stoffbahnen innerhalb der Zelle, welche durch die Zellenhaut hindurchtreten und mit den Schläuchen verschnürt werden. Dann würden die Schottkräfte gleichmäßig auf die mit der Außenhülle befestigten Schläuche verteilt werden und bestimmt keine Einschnürungen an der Außenhülle hervorrufen. Hiermit ist auch erreicht, daß die Zellen herausnehmbar sind.

Gewichtsvergleich mit dem gleichgroßen Starrluftschiff.

Die Einzelgewichte eines Schiffes von 70000 m³ Gasinhalt würden sich etwa wie folgt ergeben:

Hülle	4600	kg
Zellen	4200	»
Gondeln	2300	»
Steuerung	1200	»
Schläuche	1000	»
Ventile	400	»
Ventilator	700	»
Ballastsäcke	400	»
Laufgang	600	»
Bauten im Laufgang	300	»
Landungs- und Verankerungseinrichtung	400	»
Seile	300	»
F.T. und Ausrüstung	1000	»
Passagierraum	1600	»
Motoren	11000	»
	30000	kg.

Das Eigengewicht des Z.R. III beträgt 40,5 t. Ein Prallschiff der neuen Bauart würde also z. B. den Z.R. III um ca. 10 t Nutzlast übertreffen. Da das Starrschiff bei großen Strecken eine zahlende Ladung von 5 t hat, das neue System jedoch 15 t, liegt also eine Steigerung auf das Dreifache vor. Es ist klar, daß hierdurch die Wirtschaftlichkeit entscheidend beeinflußt wird, da außerdem noch die Herstellungskosten des neuen Systems nur etwa halb so groß sind wie die des gleichgroßen Starrschiffes. Außer diesen Vorzügen betr. Nutzlast und Herstellungskosten hat das neue System den bekannten Vorzug aller Prallluftschiffe gegenüber den Starrluftschiffen in der völligen Unempfindlichkeit gegen Stöße bei harten Landungen. Gerade dieser Stoßunempfindlichkeit muß eine große Bedeutung zugemessen werden, da ein großer Teil aller Starrschiffe durch Stöße an der Erde in Totalverlust geraten ist. Je größer das Schiff ist, desto größer sein Wert und desto schwieriger ist es, Stöße zu vermeiden. Nach einer Notlandung bei Sturm ohne viel geschultes Personal, Ankermasten u. dgl. wird ein Starrschiff in der Regel verloren sein, während ein Prallluftschiff schnell entleert werden kann, so daß ein Verlust des Schiffes kaum eintreten wird.

Untersuchungen über Autorotation.

E. Anderlik, zurzeit in Göttingen.

In den letzten Jahren sind besonders in England zahlreiche Modellversuche angestellt worden, mit der Fragestellung, einiges über das Verhalten der Flugzeuge in der Trudelbewegung zu erfahren. Es handelt sich hier im wesentlichen um die von Prof. Bairstow angeregten Autorotationsversuche, bei denen der Flügel um eine Achse in seiner Symmetrieebene drehbar befestigt wird. (Die Achse ist parallel mit der Windrichtung.) Über Versuche dieser Art ist hier bereits berichtet worden (ZFM 1921, S. 273). Seitdem sind mehrere englische Arbeiten erschienen, in denen diese Versuche mit verschiedenen Flugzeugmodellen wiederholt sind.

Wie bekannt, sind die Verhältnisse bei der Autorotation und Trudelbewegung insofern verwandt, daß beide Bewegungsarten bei hohen mittleren Anstellwinkeln auftreten und das eine Flügelende in hohen, die andere in niedrigen Anstellwinkelbereich ist. Deshalb ist die Hoffnung naheliegend, durch Autorotationsversuche den aerodynamischen Teil der Trudelbewegung beherrschen zu können. Es möge erwähnt werden, daß neulich mit dem englischen Flugzeug »Bantam« wiederholte Unglücksfälle dadurch vorgekommen sind, daß das Flugzeug aus dem Trudeln nicht mehr herausgenommen werden konnte.

Deshalb regte das »Accidents Investigation Sub-Committee« eine systematische Untersuchung an, in der dann auch die durch Autorotationsversuche gewonnenen Resultate eine deutliche Abweichung des »Bantam« gegen andere Standard-Flugzeuge zeigten. (A.R.C. Rep & Mem. Nr. 976.)

Durch den üblichen Autorotationsversuche gewinnt man keinen erschöpfenden Einblick, welche Luftkräfte auf einen rotierenden Flügel wirken. Wenn man die Autorotationsversuche für die Beurteilung der Verhältnisse in der Trudelbewegung verwerten will, so müssen diese Versuche in der Richtung ausgedehnt werden, daß man tatsächlich auch Luftkräfte mißt. Als ein kleiner Schritt in dieser Richtung ist ein Versuchsprogramm aufgestellt, worüber im folgenden berichtet werden soll. Es sollten experimentell folgende Fragen untersucht werden: 1. Systematischer Vergleich verschiedener Tragflügel bei Autorotation, wo auch das Kennwerteffekt studiert werden soll. 2. Die Wirkung des Seitenwindes auf die Autorotation. 3. Der Widerstand des rotierenden Flügels. An dieser Stelle soll noch eine wichtige Fragestellung erwähnt werden, die m. W. von Prof. Bairstow stammt, nämlich die Messung der Druckverteilung am rotierenden Flügel, dieser Versuch ist in England in Vorbereitung.

Zur Ausfuhrung der genannten Versuche stellte mir Prof. Bairstow den Windkanal des »Imperial College of Science« freundlichst zur Verfügung, bei Ausführung der Messungen half mir Herr F. F. Crocombe.

Bevor wir die Versuchsergebnisse einzeln diskutieren, mögen die Verhältnisse bei der Autorotation kurz zusammengefaßt werden. Wir setzen voraus, daß dem Flügel, der um seine Achse drehbar befestigt wird, ein Drehstoß erteilt wird. Wenn die Winkelgeschwindigkeit mit ω, die Windgeschwindigkeit mit V bezeichnet wird, ferner die Entfernung eines Flügelelements von der Drehachse mit y, die Flügeltiefe mit t und die halbe Spannweite mit s, dann ist die Anstellwinkeländerung des Flügelelements $\Delta\alpha \sim \frac{\omega y}{V}$, dann wirkt auf den Flügel um die Drehachse das Moment M

$$M = \varrho t \int_{-s}^{+s} (c_a \cos \mu + c_w \sin \mu)(v^2 + (\omega y)^2)\, y\, d y,$$

wo

$$\mu = \operatorname{arc\,tg} \frac{\omega y}{V}$$

ist.

Wie bei Stabilitätsbetrachtungen üblich, wird ω als klein angenommen, infolgedessen ist

$$\cos\mu = 1 - \left(\frac{\omega y}{V}\right)^2,\quad c_a(\alpha + \Delta\alpha) = c_a + \frac{\omega y}{V}\,\frac{d c_a}{d\alpha}\ \text{usw.},$$

daher ist

$$M = \varrho V^2 t \cdot \omega \cdot A\left(\frac{d C_a}{d\alpha} + C_w\right),$$

wo A eine Konstante ist, die von der Verteilung der Luftkräfte abhängt. (Wir setzen voraus, daß die Luftkräfte gleichmäßig am Flügel verteilt sind.) Nach diesem Ausdruck ist deutlich Autorotation in Anstellwinkelbereichen zu erwarten, wo

$$\frac{d c_a}{d\alpha} + c_w < 0$$

wird.

Dieses Kriterium wurde bereits von Glauert in einer etwas andern Weise hergeleitet. (A.R.C. Rep. & Mem. Nr. 595.)

Für die weiteren Vorgänge besagt dieses Kriterium einfach, daß an der Flügelhälfte, welche mit größerem Anstellwinkel arbeitet, kleinere Kräfte wirken als an der Flügelhälfte, die mit kleinerem Anstellwinkel arbeitet; dadurch entsteht ein Moment, das ω vergrößert. Durch dies

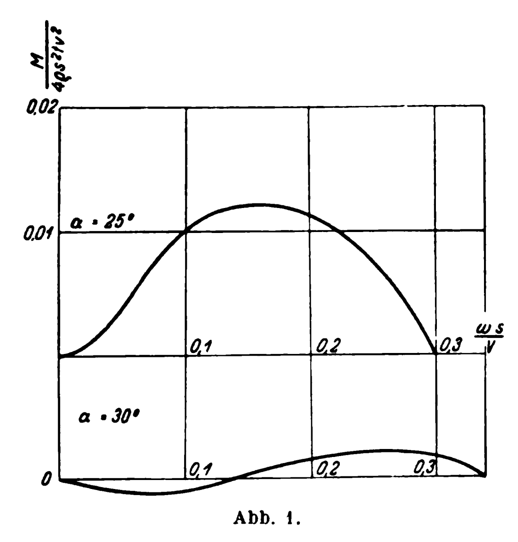


Abb. 1.

vergrößerte ω werden die Anstellwinkelunterschiede an dem einen Tragflügelende immer größer, und dadurch kommt das eine Flügelende in so kleinen Anstellwinkelbereich, daß an den Flügelenden ein Moment entsteht, das der Drehung entgegenwirkt und sich so lange vergrößert, bis der antreibende und dämpfende Teil des Momentes sich ausgleichen und eine gleichförmige Rotation entsteht. Dieser Vorgang wurde experimentell verfolgt. Es sind zwei Momentendiagramme mitgeteilt, die aus der erwähnten englischen Arbeit entnommen sind (Abb. 1). An einem Diagramm ist ganz deutlich ersichtlich, daß das Moment ein Maximum erreicht und dann bis 0 fällt, am andern ist ein einmaliges Hin- un Herpendeln des Momentes zu sehen, bevor 0 erreicht wird. Zur Durchführung der Versuche wurde eine für Autorotation übliche Einrichtung getroffen, auf die wir noch zurückkommen. Zur Verfügung stand ein Windkanal mit der Querschnittsabmessung 1,22 × 1,52 m und der größten Geschwindigkeit 21 m/s. Als Spannweite der Flügel ist ~ 61 cm verwendet worden. Der größte, erreichbare Kennwert war also $E = 12\,800$ mm m/s.

Zu den Experimenten wurde eine Reihe von vier Flügeln gewählt (Abb. 2), zwei dünne und zwei dicke Flügelprofile. Zuerst wurden die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte der Flügel gemessen, denn die Autorotationsgeschwindigkeiten, diese wurden mit Stoppuhr gemessen. Die Ergebnisse der Versuche wurde so dargestellt, daß die dimensionslose Größe $\frac{\omega s}{V}$ als Funktion der Anstellwinkel und dann als Funktion der Geschwindigkeit aufgetragen wurde. Es kann bemerkt werden, daß $\frac{\omega s}{V}$ annäherungsweise die Größe der Anstellwinkeländerung zwischen Flügelmitte und Flügelende bedeutet.

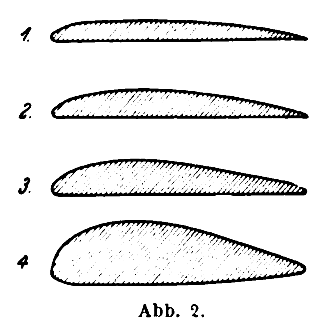


Abb. 2.

Die zwei dünnen Flügel (Nr. 1, 2) zeigten nichts Neues gegenüber bisher bekannten Tatsachen, dagegen die dicken Flügelprofile zeigten sich sehr gut geeignet, zur Prüfung der Bedingung $\frac{d c_a}{d\alpha} + c_w < 0$. Die Auftriebskurve nämlich zeigt in niedrigen Kennwertgebiet, wie bekannt, eine starke Abhängigkeit vom Kennwert. Da man Autorotation innerhalb der Gebiete erwarten kann, wo $\frac{d c_a}{d\alpha} < 0$, so kommen in dem Falle, wo c_a zwei Maxima hat, zwei getrennte Anstellwinkelbereiche in Betracht, wo Rotation möglich ist.

Wie Abb. 3 zeigt, besitzt die Auftriebskurve des Flügel Nr. 3 ein Maximum bei $\alpha = 14{,}5^0$ bzw. 15^0 und $22{,}5^0$, entsprechend den Windgeschwindigkeiten 9,15 m/s bzw. 13,7 m/s und 18,3 m/s. Die Auftriebskurve die bei $V = 13{,}7$ m/s bestimmt ist, zeigt außerdem ein zweites Maximum bei $\alpha = 25^0$. Der Zusammenhang zwischen $\frac{d c_a}{d\alpha} + c_w$ und der Autorotationskurve (Abb. 4) ist ganz deutlich. Bei $\alpha = 19^0 - 20^0$ rotiert der Flügel nicht, unterhalb 20^0 ist

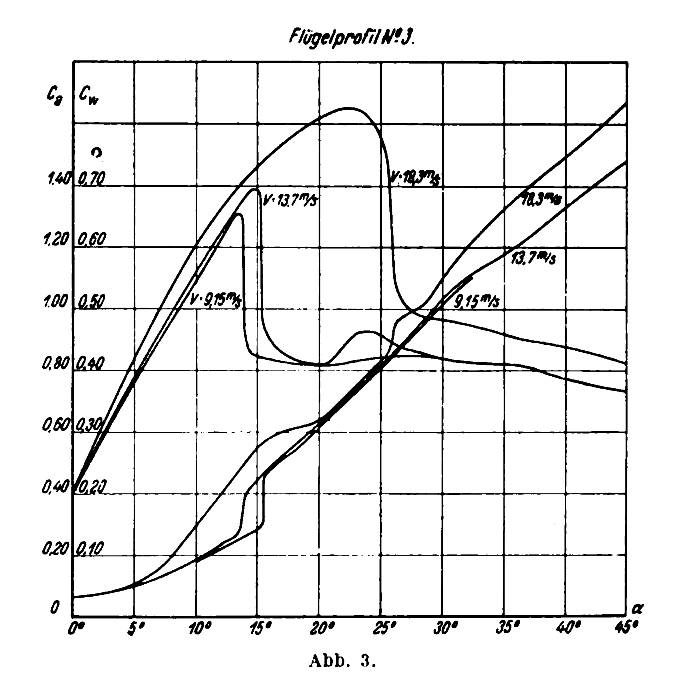


Abb. 3.

eine Rotation beobachtet worden für Windgeschwindigkeiten $<$ 15,25 m/s, dagegen rotierte der Flügel nicht für $V = 18{,}3$ m/s, während sich Rotation im Anstellwinkelbereich $> 20^0$ nur für Windgeschwindigkeiten $v > 12{,}2$ m/s einstellte. Das ist auch aus Abb. 5 ersichtlich, wo $\frac{p s}{V}$ als Funktion des V aufgetragen ist.

Bei Flügel 4 sind die Verhältnisse ähnlich, Autorotation beginnt bei $\alpha = 5^\circ$, entsprechend dem Maximum und plötzlichen Abfallen der Auftriebskurve. Da die Auftriebskurven (Abb. 6) für die Geschwindigkeiten 9,15 — 21,3 m/s das

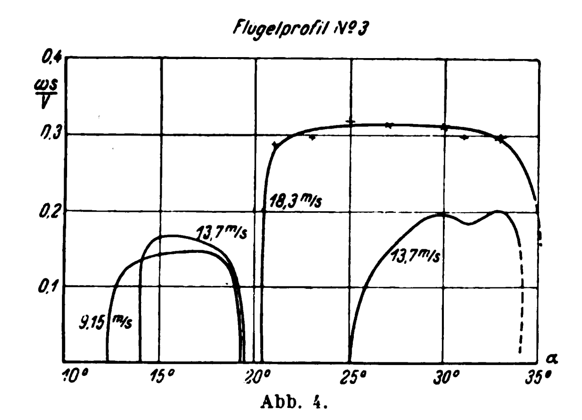


Abb. 4.

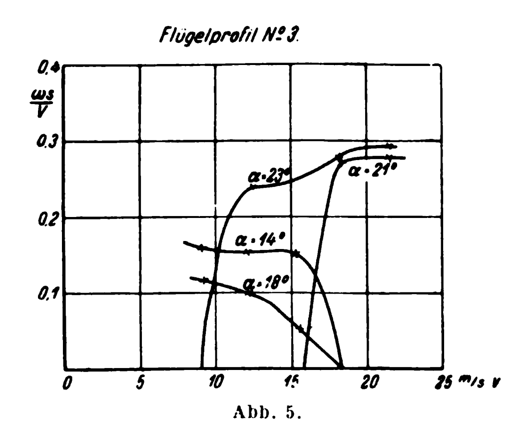


Abb. 5.

erste Maximum alle in Gebiet $\alpha = 5^\circ - 10^\circ$ besitzen, ist in diesem Gebiet Autorotation möglich für alle diese Geschwindigkeiten. Dagegen ist ein zweites Autorotationsgebiet für $\alpha \sim 35^\circ$ vorhanden. Autorotation ist hier allerdings nur für $V > 15{,}25$ m/s zu beobachten. Dieser Umstand weist darauf hin, daß die Bedingung $\frac{d\,c_a}{d\,\alpha} < 0$ allein nicht ausreicht, da c_a für $V = 15{,}25$ m/s zwar bei $\alpha = 35^\circ$ ein Maximum besitzt, aber $\left(\frac{d\,c_a}{d\,\alpha}\right)_{max} = -0{,}25$ ist, und in diesem Gebiet $c_w > 0{,}25$ ist, so, daß $\frac{d\,c_a}{d\,\alpha} + c_w > 0$ ist, folglich entsteht keine Autorotation. In Relf und Lavenders erster Veröffentlichung über Autorotation (A.R.C. Rep. & Mem. Nr. 549) ist ω als Funktion der Geschwindigkeit V angegeben,

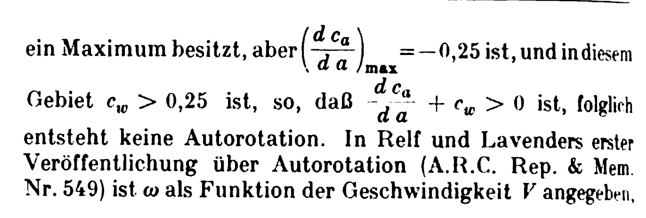


Abb. 7.

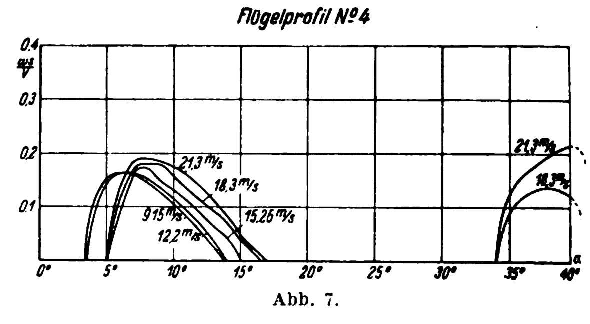
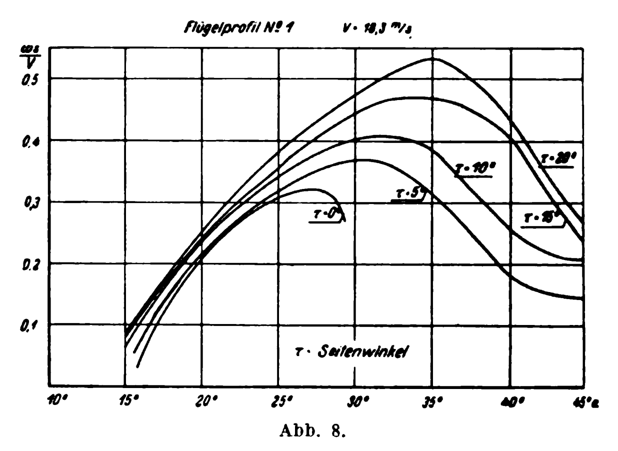


Abb. 8.

der Zusammenhang ist durch eine Gerade gegeben. Wenn $\frac{\omega\,s}{V}$ von V abhängig dargestellt wird, so heißt es, daß $\frac{\omega\,s}{V}$ von v, also von Kennwert unabhängig sei. Nach dem bisher Gesagten muß dieses Ergebnis nur für dünne Flügelprofile als gültig anerkannt werden, dagegen ist bei dicken Flügelprofilen eine starke Abhängigkeit vom Kennwert bemerkbar. (Beobachtet bis zu Kennwerten — 12000 mm m/s). Wenn also Autorotationsversuche für dicke Flügel verwertet werden sollen, so muß der höchst mögliche Kennwert bei den Versuchen angestrebt werden.

Eine zweite Versuchsreihe ist mit der Absicht ausgeführt worden, die Wirkung des Seitenwindes auf die Autorotation zu untersuchen. Ähnliche Versuche sind mit dem »Bantam« durchgeführt worden. Das Modell wurde um die Umdrehungsachse (parallel) der Windrichtung um 30° Seiten-



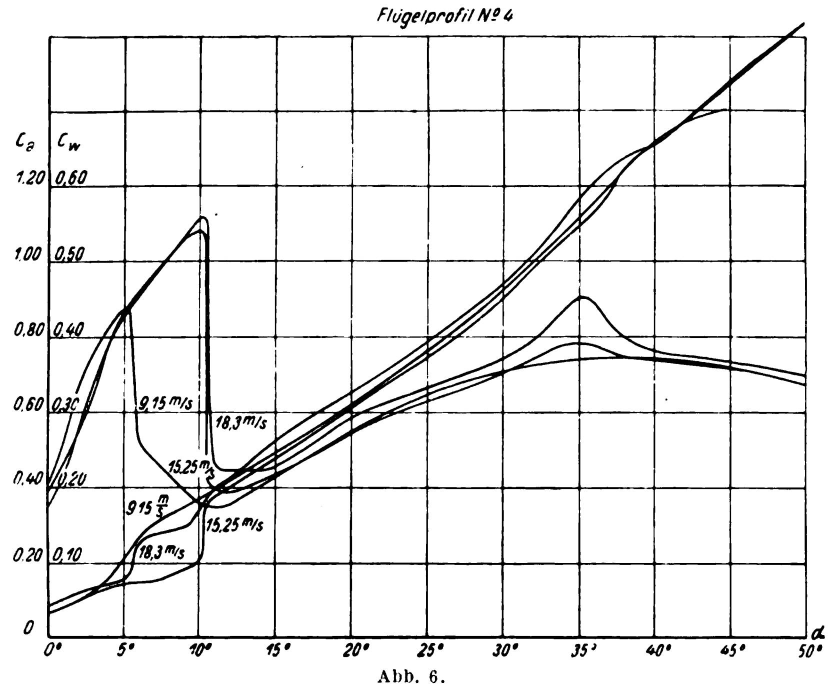


Abb. 6.

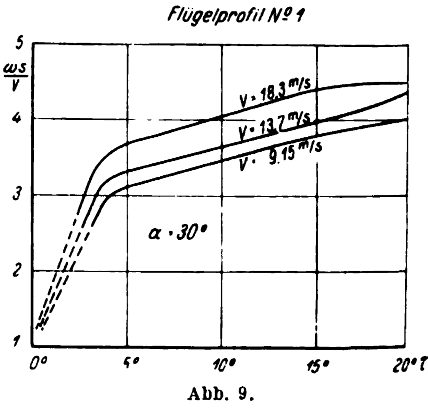


Abb. 9.

winkel verdreht. Das Ergebnis war, daß dieses Verdrehen die Autorotation vollständig zum Stillstande brachte. Wir untersuchten zwei Flügel (Nr. 1, 3) bei 5°, 10°, 15°, 20° Seitenwinkel für mehrere Windgeschwindigkeiten (9,15, 13,7, 18,3 m/s). Als typisches Ergebnis werden zwei Kurvenscharen von mehreren Messungen mitgeteilt.

In Abb. 8 ist $\frac{\omega s}{V}$ wieder als Funktion des Anstellwinkels aufgetragen, wo jedem Seitenwinkel eine eigene $\frac{\omega s}{V}$ Kurve entspricht. Ferner wurde $\frac{\omega s}{V}$ für einen bestimmten Anstellwinkel ($\alpha = 30°$) in Abhängigkeit von Seitenwinkel aufgetragen (Abb. 9). Die drei Kurven in Abb. 9 beziehen sich auf die drei Geschwindigkeiten. Es muß noch erwähnt werden, daß der Flügel an einer kleinen kreisförmigen Platte befestigt wurde (Abb. 10, *o*), die gegen die Achse in verschiedener Weise geneigt werden konnte, wegen seiner gelenkigen Befestigung. Die Befestigung des Versuchsflügels an der Platte geschah mit einer Schraube (*s*), die die Platte und Flügelmitte durchsetzte, deshalb konnte der Flügel auch an dieser Platte in schiefer Stellung, entsprechend einem Seitenwinkel befestigt werden.

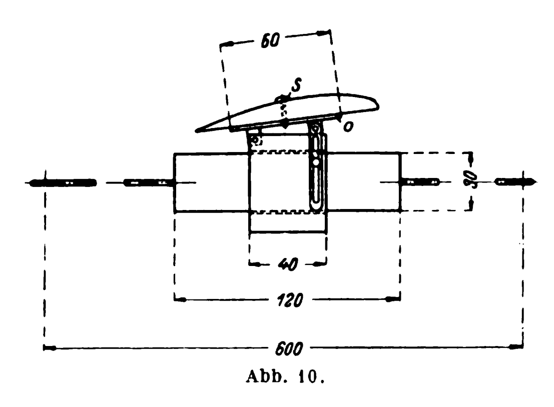


Abb. 10.

Die Abb. 8 u. 9 zeigen, daß die Schiefstellung des Flügels zwei Wirkungen hat. Erstens erhöht sie die $\frac{\omega s}{V}$-Werte, zweitens wird die obere Grenze des Autorotationsgebietes wesentlich ausgedehnt. Diese Ergebnisse können noch neben den genannten englischen bestehen, da bei $\tau = 20°$ Seitenwinkel ein Maximum der $\frac{\omega s}{V}$ vorhanden sein zu scheint, leider ließ die Einrichtung höhere Seitenwinkel nicht zu. Nach unserer Ansicht läßt sich gegen diese Versuche einwenden, daß der Punkt, um den der Flügel seitlich verschwenkt wurde, in unverdrehten Zustande mit dem D. P. nicht zusammenfiel. Auf diese Weise entstand ein zusetzliches Moment, so daß die obengenannten Resultate bei verschiedener Lage des Drehpunktes verschieden ausfallen können. Es würde nützlich sein, diese Versuche so auszuführen, daß die Umdrehungsachse gegen die Windrichtung verschwenkt wird, wobei der mittlere Anstellwinkel einer periodischen Änderung unterzogen wird. In dem Falle müßte die Drehungsgeschwindigkeit des Flügels mit einem Registrierapparat aufgenommen werden, um die Drehbeschleunigungen zu ermitteln.

Die dritte Reihe unserer Versuche ist zu dem Zweck ausgeführt worden, den Widerstand des rotierenden Flügels zu messen. Dafür wurde das hintere Ende der Achse, um die der Flügel rotierte, gelenkig mit der aerodynamischen Wage verbunden (Abb. 11) und der vordere Teil an zwei Drähten aufgehängt. Um die Wage vor seitlichen Kräften (senkrecht zu *V*) zu schützen, wurde das hintere Ende der Achse seitlich mit Drähten befestigt. Bei dieser Einrichtung war eine vollständige Bewegungsfreiheit in der Windrichtung vorhanden. Die Messung wurde so ausgeführt, daß an der Wage Ablesungen bei rotierenden und festgehaltenen Flügeln gemacht wurden. Der Unterschied dieser Ablesungen ist gleich dem Widerstandsunterschiede zwischen rotierenden und festen Flügeln. Es wurde selbstverständlich auch die Umdrehungszahl des Flügels gemessen. Die Versuchsergebnisse sind so dargestellt, daß in der Widerstandskurve des Flügels die Widerstände (c_{wr}) bei Rotation eingetragen sind.

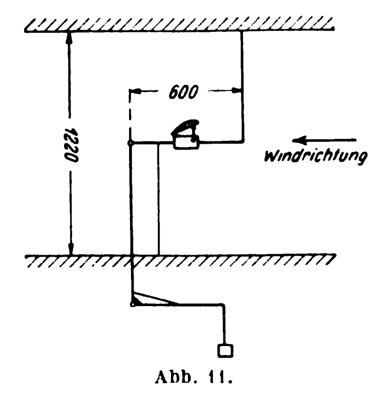


Abb. 11.

Auf Grund von vereinfachenden Voraussetzungen läßt sich dieser Widerstand berechnen, wenn wir, wie bisher, annehmen, daß die Anstellwinkeländerung sich linear mit y verändert $\left(\frac{\omega y}{V}\right)$, und die Luftkräfte gleichmäßig verteilt sind, ferner die Radialgeschwindigkeit vernächlässigt wird. Mit den früheren Bezeichnungen ist der Widerstand

$$W_R = \varrho \, V^2 t \int_{-s}^{+s} (c_w \cos\mu - c_a \sin\mu) \left[1 + \left(\frac{\omega y}{V}\right)^2\right] d\,y$$

oder wenn $\frac{\omega y}{V} = \zeta$ eingeführt wird und die dritte und vierte Potenzen, von ζ vernachlässigt werden,

$$W_R = \frac{\varrho \, V^3 t}{\omega} \left[\int_{-\frac{\omega s}{V}}^{+\frac{\omega s}{V}} c_w \, d\,\zeta - \int_{-\frac{\omega s}{V}}^{+\frac{\omega s}{V}} c_a \cdot \zeta \, d\,\zeta\right]$$

oder wenn der Widerstandsbeiwert ausgerechnet werden soll,

$$c_{w\,R} = \frac{V}{\omega\, s}(f - m),$$

wo f und m für die frühere Integrale als Abkürzung dienen. Die f und m lassen sich einfach deuten und entsprechend einfach ermitteln. Wenn in der Auftriebskurve und Widerstandskurve ein Flächenstück mit den Geraden $\alpha \pm \frac{\omega s}{V}$ begrenzt wird, so ist f der Flächeninhalt dieses Stückes in der c_w-Kurve, m ist das Moment dieses Flächenstückes in der c_a-Kurve bezogen auf die Gerade α. Deshalb sind f und m graphisch in der Weise zu ermitteln, daß zu der c_w-Kurve eine Integralkurve, zu der c_a-Kurve ein Seilpolygon

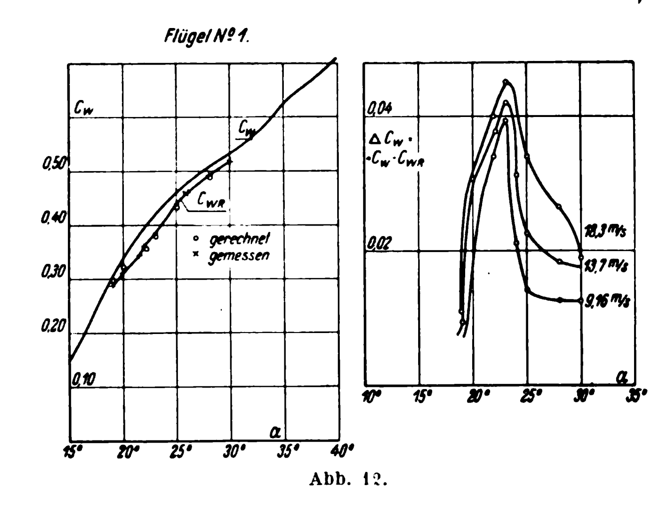


Abb. 12.

konstruiert wird. Wir sind bewußt, daß mit den durch diese Rechnung gewonnenen Ergebnissen das Wesentliche noch nicht beherrscht wird. Die gerechneten c_{wR}-Werte sollen lediglich als Vergleichsmaß dienen, um die Abweichungen von diesen Voraussetzungen ersichtlich zu machen.

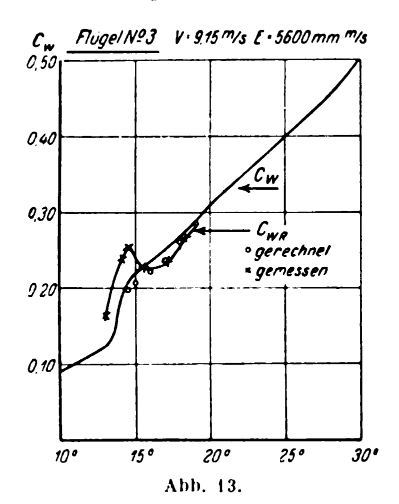


Abb. 13.

In den Widerstandskurven der Flügel 1 und 3 sind die gemessenen und gerechneten Widerstandsbeiwerte des drehenden Flügels eingetragen. Für Flügel 1 und 3 sind die Messungen mit drei Geschwindigkeiten ausgeführt. Wie aus Abb. 12 ersichtlich, sind bei Flügel 1 die Unterschiede $c_w - c_{wr}$ durchwegs positiv, also durch die Rotation wird der Widerstand etwas verkleinert. Die Größenordnung dieses Unterschiedes ist 0,02 — 0,04, entsprechend einer Abweichung von 10 vH. Es ist überraschend, daß die gerechneten c_{wr}-Werte mit den gemessenen gut übereinstimmen. Wenn diese Übereinstimmung bei anderen dünnen Flügeln auch nachweisbar ist, so ließe sich mit Hilfe der Autorotationskurve das Moment berechnen, welches in der Flügelebene wirkt, so, daß wir einen Ausdruck

$$N = \frac{V^4}{\omega^2} \cdot \varphi(\alpha)$$

bekommen würden, wo $\varphi(\alpha)$ eine (bestimmte) Funktion des Anstellwinkels ist.

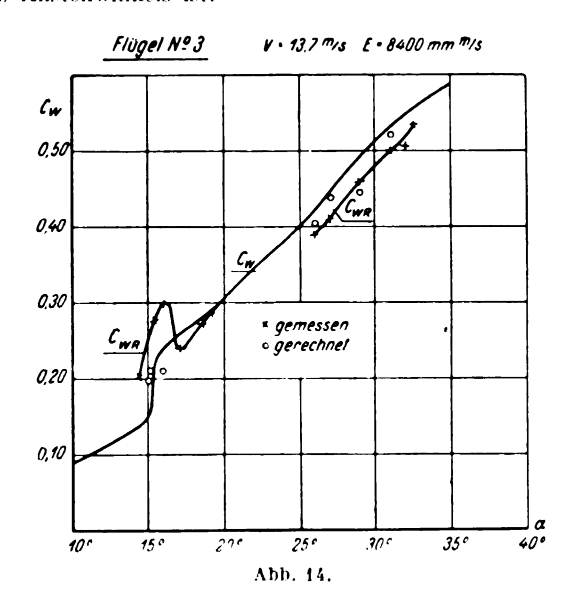


Abb. 14.

Dagegen sind die Verhältnisse bei dem dicken Flügelprofil Nr. 3 verschieden. Die Unterschiede $c_w - c_{wr}$ sind + und —, die Größenordnung derselben ist 0,1, was im Verhältnis der c_w-Werte 30 bis 40 vH bedeutet. Hier stimmen auch, wie ersichtlich (Abb. 13, 14, 15) die gerechneten Widerstandsbeiwerte mit den gemessenen gar nicht überein. Bei der Widerstandsmessung, die bei der größten Geschwindigkeit ausgeführt ist, konnte die Rechnung nicht durchgeführt werden, da (wie sich nachher herausstellte), die Widerstands- und Auftriebsmessung sich nicht bis zu genügend hohen Anstellwinkeln erstreckte.

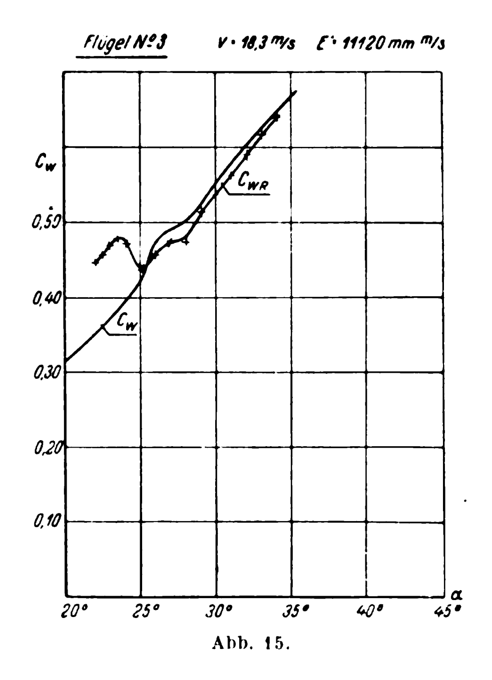


Abb. 15.

Eine genauere Untersuchung der Autorotation scheint bei dem heutigen Stand unserer Kenntnisse über Ablösungserscheinungen sehr schwierig. Deshalb sind auch die hier mitgeteilten Ergebnisse durchwegs nicht abschließend, aber wir hoffen, daß weitere Versuche dieser Art wertvolle Auskünfte geben können zu der Kenntnis der Verhältnisse bei der Trudelbewegung.

Versuche mit rotierenden Zylindern in Verbindung mit Tragflächen.

Von Kurt Frey, Hannover.

Immer wieder wurde die Frage aufgeworfen, ob rotierende Zylinder in Verbindung mit Tragflächen erfolgreich im Flugzeugbau anzuwenden sind. Bekannt sind die amerikanischen Versuche (vgl. Flugsport 1925, 2. Heft, S. 25 bis 28 und die holländischen Versuche von Dr. Wolff (vgl. ZFM 1925, S. 196, 162). Dr. Wolff setzte seine Versuche fort und veröffentlichte sie in »De Ingenieur« 1926, Nr. 10, S. 181 bis 190. Es ist jedoch bisher noch nicht geglückt, eine für Landung und Horizontalflug brauchbare Polare zu erhalten.

Als weiteren Beitrag zur Klärung der Fragen möchte ich einen Teil der Arbeiten am Windkanal der Technischen Hochschule Hannover veröffentlichen, die unter der freundlichen Unterstützung der Herren Prof. Dr.-Ing. Pröll und Prof. Dr.-Ing. Oesterlen und der Junkerswerke vom Dezember 1924 bis Februar 1926 von Herrn Dipl.-Ing. Boris Dintscheff und mir durchgeführt wurden.

Beschreibung des Modelles I.

Das Göttinger Profil 482 wurde so in die Teile I und III zerlegt, daß als Teil II ein drehbar gelagerter Zylinder teilweise umschlossen wurde und gleichzeitig ein gleichmäßiger schmaler Spalt und ein etwas größerer düsenförmiger Spalt entstand, dessen engerer Querschnitt auf der Saugseite lag. An den Flügelenden wurden Seitenscheiben IV befestigt (vgl. Abb. 1).



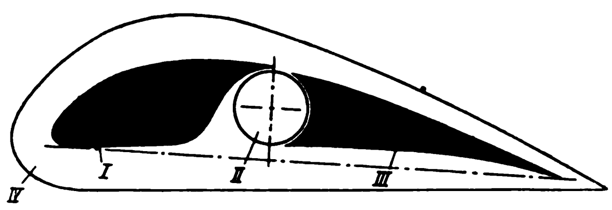


Abb. 1.

Modellabmessungen.

Die Modellabmessungen wurden durch den zur Verfügung stehenden Windkanal mit einer lichten Weite von 350 mm und einer maximalen mittleren Windgeschwindigkeit von 7 m/s bedingt. Gewählt wurden Flügelbreite (b) 200 mm, Flügeltiefe (t) 70 mm. Das Seitenverhältnis betrug also $\lambda = \frac{t}{b} = \frac{1}{2,9}$. Hierbei konnte der Zylinderdurchmesser zu 10 mm ausgeführt werden. Das ungünstige Seitenverhältnis wurde gewählt, um möglichst große Umfangsgeschwindigkeit zu erhalten.

Anordnung des Versuches.

Da zweifellos mit den zur Verfügung stehenden Mitteln keine absoluten c_a- und c_w-Werte erlangt werden können, müßten zur Beurteilung ausgedehnte Vergleichsmessungen durchgeführt werden. Es wurde als Vergleichsmodell das Göttinger Profil 482 mit den gleichen Abmessungen als Modell II hergestellt und folgende Versuche vorgesehen:

a) Aufnahme der Polare für Modell II,
b) Aufnahme der Polare für Modell II mit Seitenscheiben wie bei Modell I,
c) Aufnahme der Polare für Modell I mit stillstehendem Rotor,
d) Aufnahme der Polare für Modell I mit laufendem Rotor,
e) Untersuchung des Einflusses einer Änderung des Verhältnisses $\frac{\text{Umfangsgeschwindigkeit}}{\text{Windgeschwindigkeit}} \left(\frac{u}{v}\right)$ bei $\alpha = \text{const.}$
f) $v = 0$, aber laufender Rotor.

Die Versuche $a \div c$ wurden an einer zur Verfügung stehenden 2-Komponentenfederwage, a und $c \div f$ an einer eigens für diese Zwecke gebauten Wage durchgeführt (vgl. Abb. 2

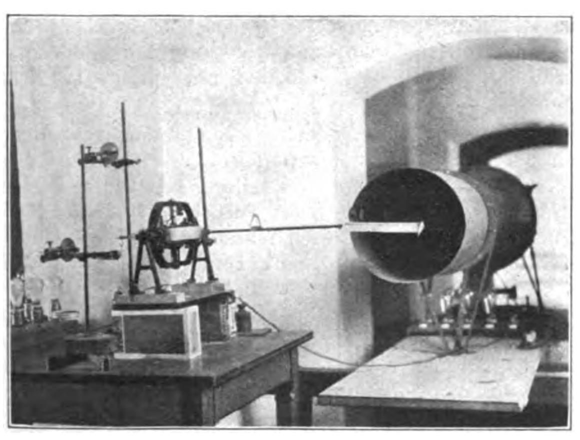


Abb. 2.

und 3). Hierbei befand sich im Drehpunkt ein um die horizontale und vertikale Achse drehbar gelagerter Motor. Die Drehbewegung wurde zum Zylinder mit einer verkleideten 500 mm langen, 5 mm starken Stahlwelle übertragen. Die Drehzahl des Zylinders betrug 10000 Umdrehungen in der Minute, so daß wir eine Umfangsgeschwindigkeit von 5 m/s erhielten. Um sicherer messen zu können, wurden sämtliche Versuche bei $v = \sim 6$ m/s durchgeführt. Also $\frac{u}{v} = 0,8 \div 0,9$.

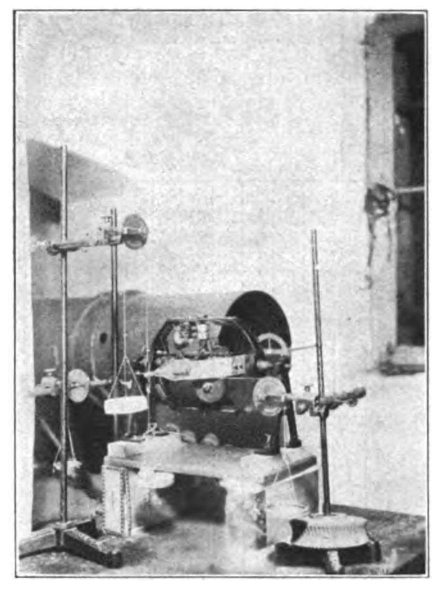


Abb. 3.

Durchführung des Versuches.

Wie schon erwähnt, wurden die Versuche in zwei Gruppen geteilt:

α) Messungen an der 2-Komponentenfederwage,
β) Messungen an der neuen 2-Komponentenwage.

Nach Eichung der Wage wurden die Versuche $a \div c$ durchgeführt und die Versuchspunkte in Diagramm 1 durch ausgleichende Kurven verbunden, wobei auf den Achsen nicht c_a und c_w, sondern A und W in g Federspannung aufgetragen wurden.

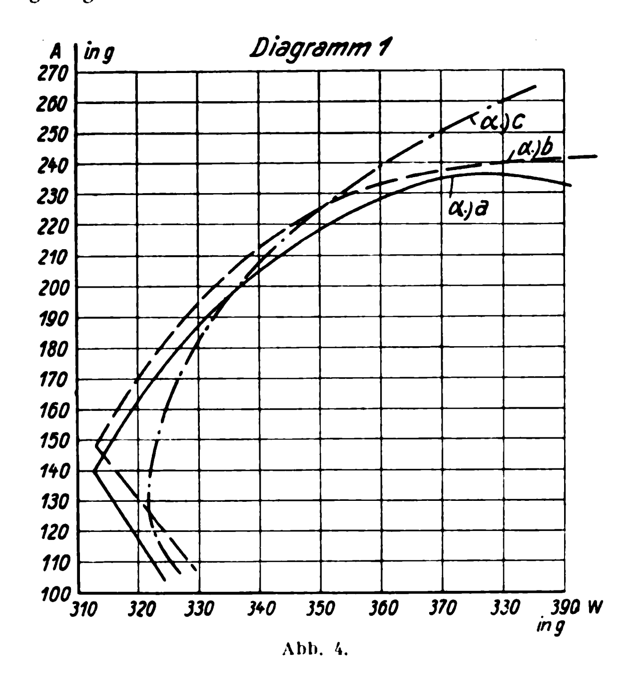


Abb. 4.

Nach Ermittlung der Empfindlichkeit der Wage wurden die Versuche a und c ÷ f durchgeführt und die Versuchspunkte zu den Versuchen a, c und d in Diagramm 2 und zum Versuch e in den Diagrammen 3 und 4 durch ausgleichende Kurven verbunden. Auch hier wurde nicht c_a und c_w aufgetragen, sondern die jeweils an den Wagschalen gemessenen A- und W-Werte in g.

Versuch f ergab bei $\alpha = 0^\circ$ wiederholt einen geringen Vortrieb jedoch nur, wenn der düsenförmige Spalt auf der Saugseite verkleinert wurde.

Vorläufiges Ergebnis der Versuche.

Die Umrechnung in c_a- und c_w-Werte zum Eintragen der Versuchsergebnisse in die Diagramme wurde nicht vorgenommen, um jederzeit vor Augen zu behalten, daß bei den

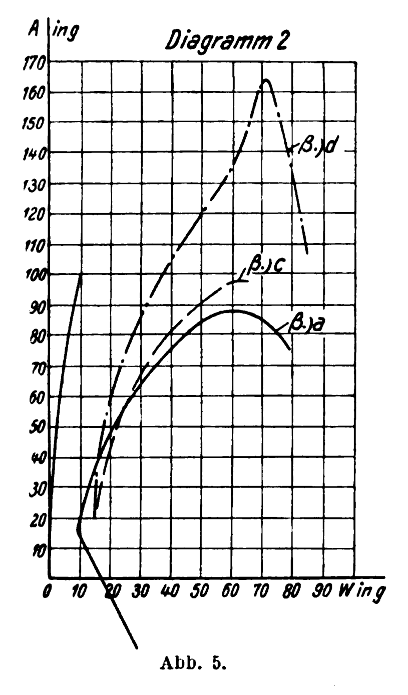


Abb. 5.

zur Verfügung stehenden Mitteln zunächst nicht mit absoluten Werten gerechnet werden darf. Es soll nur auf einen Vergleich mit der in absoluten Werten bekannten Göttinger Polaren hingewiesen werden.

Zu α: Die Messungen unter α ergeben, daß trotz der kleinen Abmessungen und Geschwindigkeiten, also bei ungünstigem Kennwertbereich der Tendenz nach alle erwarteten Charakteristiken erfaßt werden konnten, so der Einfluß der Seitenscheiben und bei Versuch c die erwartete Anlehnung an die Tendenz der Spaltflügel.

Zu β: Diagramm 2 zeigt für die Versuche a und c die gleichen Ergebnisse wie unter α, so daß die neugebaute Wage genau genug arbeitet. Versuch d, der den Einfluß des rotierenden Zylinders zeigt, ergibt eine Auftriebserhöhung von ~ 86 vH gegenüber den Göttinger Messungen

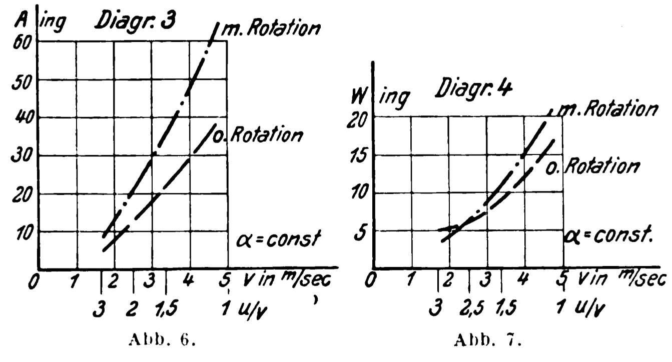


Abb. 6. Abb. 7.

am Profil. Das auffallend scharfe Maximum wurde ebenso wie die merkwürdige Doppelkrümmung der Polaren wiederholt gemessen. Die Anstellwinkel wurden nicht mit abgelesen, weil die Änderung für $c_{a\,max}$ verhältnismäßig gering war, und so die Durchführung der Versuche erheblich erleichtert wurde. Um nochmals die zahlenmäßige Ungenauigkeit hervorzuheben, wurde noch die Parabel für den induzierten Widerstand eingezeichnet. Entsprechend den andern Kurven wurde die Parabel so gezeichnet, daß jeder Punkt den Widerstand in g von der Wagschale angibt, der dem induzierten Widerstand des Göttinger Profiles das Gleichgewicht hält.

Zum Versuch e wurden 2 Diagramme (3 und 4) gezeichnet, weil so das Ergebnis deutlicher wird:

Diagramm 3 ergibt bei $\alpha =$ konst. zu verschiedenem $\frac{u}{v}$ das Verhältnis der Auftriebsbeiwerte bei laufendem und stillstehendem Rotor, Diagramm 4 entsprechend das Verhältnis der Widerstandsbeiwerte. Die Messungen ergaben danach, daß das Verhältnis der Auftriebsbeiwerte in dem untersuchten Bereich fast unabhängig von $\frac{u}{v}$ ist, während sich das Verhältnis der Widerstandsbeiwerte sehr stark mit $\frac{u}{v}$ ändert.

Weitere Kontrollen.

Die nächste Aufgabe bestand darin, Vergleichsmessungen mit einem sicher arbeitenden Windkanal durchzuführen. Die Möglichkeit hierzu bot sich durch das freundliche Entgegenkommen der Junkerswerke im Kanalstrom in Dessau. Aus verschiedenen Gründen wurde bei diesen Versuchen bei $\lambda = 1/1$ statt der festen über das ganze Profil laufenden Seitenscheiben kreisrunde Bordscheiben, die sich mit dem Rotor drehten, gewählt. Es wurden folgende Messungen durchgeführt:

a) stillstehender Rotor, offener Spalt,
b) laufender Rotor, offener Spalt,
c) laufender Rotor, geänderte Spaltgröße,
d) Änderung von $\frac{u}{v}$,
e) stillstehender Rotor, sämtliche Spalte auf Saug- und Druckseite verklebt.

b) zeigt gegenüber a) nur eine ganz minimale Verbesserung, die sogar mit wachsendem α prozentual immer kleiner wurde.

c) und d) hatten fast gar keinen Einfluß.

e) sollte durch Vergleich mit a) zeigen, ob noch die Tendenz des Spaltflügels vorhanden war. Dabei stellte sich heraus, daß diese Wirkung nicht mehr sichtbar wurde.

Diese gänzlich anderen Ergebnisse glaubte ich durch das Seitenverhältnis und die geänderte Anordnung des Modells erklären zu müssen und nahm nun an dem Windkanal der T. H. Hannover die gleichen Messungen mit einem geometrisch ähnlichen Modell vor. Sie zeigten die gleiche Tendenz wie die Messungen bei den Junkerswerken. Somit ist gezeigt worden, daß die zur Verfügung stehende Versuchsanordnung auszureichen scheint, um qualitativ richtige Ergebnisse zu liefern.

Zur Vorsicht sollte jedoch noch untersucht werden, ob auch der Einfluß der Rotation in den richtigen Grenzen wiedergegeben wird. Zur Herstellung gleicher Betriebsverhältnisse erwiesen sich als recht günstig die in der ZFM 1925, S. 196, 162) wiedergegebenen holländischen Versuche. Die Durchführung übernahm Herr cand. mach. W. Völker. Die Meßanordnung wurde durch Erhöhung der Empfindlichkeit so verfeinert, daß jetzt auch eine Umrechnung in absolute Werte erfolgreich durchgeführt werden konnte. Die aufgenommenen Kurven zeigten den gleichen Charakter wie die aus den holländischen Versuchen.

Für die absoluten Werte ergab sich:

	$c_{a\,max}$ Holland	$c_{a\,max}$ Hannover
Spalt offen, laufender Rotor	1,12	1,09
Spalt offen, stillstehender Rotor	0,5 ÷ 0,6	0,33 ÷ 0,47

Wenn sich auch dagegen der Anstellwinkel stark verschob (bei Rotation von $\sim 10^0$ nach den holländischen Versuchen auf $\sim 21^0$, so erhalten wir das äußerste wichtige Ergebnis, daß auch der Größe nach der Einfluß der Rotation bezüglich des Auftriebes bei unserer Versuchsanordnung so angegeben wird, daß keine zu Selbsttäuschungen Anlaß gebende Verzerrungen auftreten.



Endergebnis der Versuche.

Nach den zahlreichen Kontrollversuchen darf nunmehr Diagramm 2 als annähernd richtig bezeichnet werden. Der Unterschied gegenüber den bisher veröffentlichten Arbeiten über Flügelrotoren liegt meines Erachtens an einer anderen Grundauffassung. Bekannt ist, daß zur Erlangung einer ungestörten Polare die Saugseite in der Nähe der Vorderkante nicht gestört werden darf und zur Erzielung hoher c_a-Werte für geringe Landegeschwindigkeiten z. B. eine Erhöhung der Energie der Grenzschicht an der Stelle erfolgen muß, wo sie gezwungen wird, einen höheren Druck als ihr selbst innewohnt zu überwinden. Dr. Lachmann erreichte dies mit dem Spaltflügel durch Ausnutzung des Druckgefälles zwischen der Druck- und Saugseite. Vergegenwärtigt man sich die Größe des Einflusses der Reibung an den Spaltwänden, so ist es naheliegend, daß eine Verbesserung der Wirkung eintritt, wenn sich beide Spaltwände in Richtung der Strömung mit der Geschwindigkeit der Strömung bewegen. Bei den vorliegenden Arbeiten wurde von diesen Überlegungen ausgegangen. Weiter kam noch eine Anregung aus dem Turbinenbau hinzu. Es sollte versucht werden, durch Steigerung der Umfangsgeschwindigkeit über die Strömungsgeschwindigkeit im Spalt eine Reaktionswirkung zu erzielen, die als Auftriebserhöhung und Widerstandsverminderung zur Geltung kommen sollte. Durch Zusammenfassung dieser Gesichtspunkte erfolgte unter Beachtung der aerodynamischen Verhältnisse die Formgebung des Modells, die nach den vorliegenden Versuchen auch den Erwartungen entsprach. Es sei nochmals betont, daß diese Versuche wegen der erwähnten Unzulänglichkeiten nur zeigen sollen, in welcher Richtung Untersuchungen zwischen Kombinationen zwischen Tragflächen und Rotoren aerodynamisch erfolgreich zu erfolgen haben. Auch darf nicht angenommen werden, daß bereits der erste Entwurf die günstigsten Resultate liefert.

Aussichten.

Wenn auch leider wegen Geldmangels die Untersuchungen nicht weitergeführt werden können, sei doch noch auf ihren voraussichtlichen praktischen Wert hingewiesen. Durchsetzen kann sich die Anordnung nur, wenn sie gegenüber den sonstigen Mitteln zur Verringerung der Landegeschwindigkeit wirtschaftlicher bleibt. Hierzu gehören in erster Linie auch Gewicht und Betriebssicherheit. Ohne zurzeit näher darauf einzugehen, möchte ich betonen, daß man bezüglich des Gewichtes und der Betriebssicherheit zu überraschend günstigen Lösungen kommen kann. Das endgültige Urteil bleibt der Zukunft vorbehalten.

Ein anderer Einwand betrifft die Umfangsgeschwindigkeit und damit die Drehzahl des Rotors. Nach Diagramm 4 darf sein $u = v$. Bei $v = 70$ km/h $= 19{,}5$ m/s und einem Zylinderradius $r = 0{,}6$ m wird $n = \sim 620$ bei $r = 0{,}75$ wird $n = \sim 500$. Es bleibt noch zu untersuchen, wie weit die Drehzahl durch $u < v$ erniedrigt werden kann.

So erkennt man, daß die zu überwindenden Schwierigkeiten zwar immer noch groß jedoch nicht unüberwindlich zu sein scheinen, um das Problem zu lösen.

Zusammenfassung.

Nach Versuchen am Windkanal der Technischen Hochschule Hannover wird auf ein bisher nicht bekanntes Flügelrotorsystem (Abb. 1) verwiesen, das eine zum Landen und Horizontalflug günstige Polare liefert (Diagramm 2). Die Auftriebserhöhung betrug etwa 86 vH. Es wurden Anordnung und Durchführung des Versuches beschrieben und zahlreiche Kontrollmessungen zur Beurteilung der Zuverlässigkeit der Messungen wiedergegeben. Anschließend erfolgte eine Erklärung der Wirkungsweise und eine kurze Betrachtung über die Aussichten der Verwendung eines Flügelrotorsystems im Flugzeugbau.

3. Bericht über die Arbeiten des Fachnormenausschusses für Luftfahrt (Falu)

(Einspruchsfrist 1. Oktober 1926.)

Die 3. Sitzung des Falu fand am 25. Juni ds. Js. statt. Ihre Ergebnisse waren folgende:

A. Schon Besprochenes.

1. DIN-Auswahl. Es gelangte der nachstehende Entwurf 2 zur Annahme.

2. Kennfarben für Leitungen in Luftfahrzeugen. Auf Grund eines Einwandes wurde die Farbe für Brennstoff geändert und Farben für elektrische Leitungen hinzugefügt, wie aus dem nachstehenden Entwurf 3 ersichtlich ist.

3. Stahlrohre. Der Vorschlag des Unterausschusses, der infolge weitestgehender Berücksichtigung der Ineinanderschiebbarkeit der Rohre allzu viele Größen enthielt, wurde an diesen zur eingehendern Nachprüfung unter Hinzuziehung der Hersteller zurückgewiesen.

4. Bewegungsrichtungen, Motorbedienhebel. An Entwurf 3 wurde folgendes geändert. Beim Lüpfhebel soll Linksdrehen nicht Lüpfen, sondern Entlüpfen bewirken, damit dies dem durch Bewegen nach vorn bewirkten Entlüpfen entspricht[1]). Pfeile für die Bewegungsrichtungen sollen die in der Elektrotechnik bewährte, sich in der Betriebsrichtung verbreiternde, sichelbogenförmige Gestalt haben. In der Fußnote wurde »Triebwerk« — für »Motor«-Anlage gesetzt und die Worte »Andere Hebel sind sinngemäß zu behandeln« hinzugefügt.

5. Drahtseile. Die 3 vom Unterausschuß aufgestellten Norm-Vorschläge über Drahtseile mit Fasereinlage, Drahtlitzen und Drahtseile mit Drahteinlage gelangten unverändert zur Annahme, können jedoch erst nach vollständiger Einigung mit dem Fachnormenausschuß für Drahtseile bekanntgegeben werden.

Deutsche Normen

Noch nicht endgültig **Kennfarben für Leitungen in Luftfahrzeugen** Luftfahrt	**DIN** Entwurf 3 *E L* 5

Gegenstand[2])	Kennfarbe		Kennzeichnung der Leitungen
Luft	blau		blau
Wasser	grün		grün
Schmierstoff	braun		braun
Brennstoff	gelb		gelb
Auspuff	schwarz		schwarz
Gefahrenschutz (Feuerlöschleitungen, Brandhähne usw.)	rot		rot
Gefährliche elektrische Leitungen	schwarz	weiß	schwarz weiß
Ungefährliche elektrische Leitungen	hellgrau	weiß	hellgrau weiß

[1]) In dem Abdruck des Entwurfs 3 in Heft 14 sind die Worte lüpfen und entlüpfen versehentlich paarweise vertauscht worden!

[2]) Im übrigen gelten für Gegenstände aus den Fachgebieten
Maschinenbau: DIN 2421,
Elektrotechnik: DIN VDE 705.

Aufschriften, z. B. Richtungspfeile, sind bei den Kennfarben schwarz und hellgrau in weißer, bei den übrigen in schwarzer Farbe anzubringen.

25. Juni 1926 Fachnormenausschuß für Luftfahrt

B. Noch nicht Besprochenes.

6. Gewinde, Passungen, Schlüsselweiten, Splinte, Bolzen, Drahtstifte. Zur Bearbeitung dieser von der DVL schon vorbereiteten Fragen wurde ein Unterausschuß für Einzelbauteile (D) eingesetzt.

7. Nächste Arbeiten. Es wurde die Normung von Fahrgestellachsen, Laufradnaben, -felgen und -reifen, Bespannstoff und Sperrholz geplant. Ein Unterausschuß für Nicht-Metall-Werkstoffe (E) wurde bereits ebenfalls gebildet.

Deutsche Normen

Noch nicht endgültig **DIN-Auswahl** Luftfahrt	DIN Vornorm Entwurf 2 *E L* 6

Die folgenden Dinormen, deren Reihe laufend ergänzt wird, sollen in der Luftfahrt angewendet werden.

Die mit x gekennzeichneten Normen gelten nur als Richtlinie; die übrigen sind ohne weiteres zu verwenden.

DIN

Technische Grundnormen.

x 250 Rundungen.
x 323 Normungszahlen, Millimeter.
x 3 Normaldurchmesser.
x 254 Kegel.
475 Bl. 2 Schlüsselweiten, Abmaße.
82 Rändel- und Kordelteilungen.

Stoffe.

Allgemeines.

1600 Stahl u. Eisen, Übersicht, Markenbezeichnungen.
1602 Werkstoffprüfung, Begriffe (Festigkeitsversuche).
1603 —, Allgemeines.
1604 —, Richtlinien für Prüfung der Maschinen und Apparate.
1605 —, Versuche.

Stahl und Eisen.

x1606 Geschmiedeter Stahl, Erläuterung z. DIN 1611 und DIN 1661.
x1620 Flußstahl, gewalzt, Eisenbleche, Allgemeines.
x1681 Stahlguß (Stahlformguß).

Nichteisenmetalle.

1701 Rohnickel.
1703 Weißmetall für Gleitlager und Gleitflächen.
1704 Zinn.
1707 Lötzinn (früher 329).
1708 Bl. 1 Kupfer, Rohstoff (früher 326).
1709 Bl. 1 Messing, Rohstoff (früher 479).
1710 Silberlot.
1711 Schlaglot (Hartlot).
1712 Reinaluminium.

Halbzeuge.

Stahl.

x1542 Eisenbleche unter 5 mm (Fein- und Mittelbleche) Dicken, Größen, Maß- und Gewichtsabweichungen.
175 Präzisions-Rundstahl, blank gezogen und poliert, Genauigkeit —3 Paßeinheiten nach DIN 773.
176 Sechskantstahl, blank gezogen, Genauigkeit —10 Paßeinheiten nach DIN 773.
177 Stahldraht (Eisendraht), gezogen (früher Deutsche Millimeter-Drahtlehre).

25. Juni 1926 Fachnormenausschuß für Luftfahrt

Deutsche Normen

Noch nicht endgültig **DIN-Auswahl** Luftfahrt	DIN Vornorm Entwurf 2 *E L* 6

DIN

497 Flachstahl, gezogen, Genauigkeit —3 Einheiten nach DIN 773 für Breite und $^{+20}_{+10}$ Einheiten nach DIN 773 für Höhe.
498 Flachstahl, gezogen, Genauigkeit $^{+20}_{+10}$ Einheiten nach DIN 773.
499 Hochflachstahl, gezogen, Genauigkeit —10 Einheiten nach DIN 773 für Breite und $^{+20}_{+10}$ Einheiten nach DIN 773 für Dicke.
500 Flachstahl, gezogen, Genauigkeit —10 Einheiten nach DIN 773 für Breite und $^{+20}_{+10}$ Einheiten nach DIN 773 für Höhe.
667 Rundstahl, blank gezogen, Genauigkeit —3 Paßeinheiten nach DIN 773.
668 Rundstahl, blank gezogen, für Schrauben und Verarbeitung auf Automaten, Genauigkeit —10 Paßeinheiten nach DIN 773.

Nichteisen-Metalle.

1751 Messingblech, kalt gewalzt, handelsüblich.
1752 Kupferblech, kalt gewalzt.
1753 Aluminiumblech, kalt gewalzt, handelsüblich.
1754 Kupferrohr, nahtlos gezogen, handelsüblich.
1755 Messingrohr, nahtlos gezogen, handelsüblich.
1756 Rundmessing, genau gezogen, in Stangen —10 Paßeinheiten nach DIN 773.
1757 Messingdraht, rund gezogen, geglüht oder hart, in Ringen, handelsüblich.
1758 Rundmessing, gezogen, in Stangen, handelsüblich
1759 Flachmessing, gezogen, mit scharfen Kanten, handelsüblich.
1760 Flachmessing, gepreßt, mit gerund. Kanten
1761 Vierkantmessing, gezogen, mit scharfen Kanten, für Schrauben —10 Paßeinheiten nach DIN 773.
1762 Vierkantmessing, gepreßt, mit gerund. Kanten.
1763 Sechskantmessing, gezogen, mit scharfen Kanten, für Schrauben —10 Paßeinheiten nach Din 773.
1764 Sechskantmessing, gepreßt, mit gerund. Kanten
1765 Winkelmessing, gepreßt, mit gerund. Kanten
1766 Kupferdraht, rund, gezogen, in Ringen, handelsüblich.
1767 Rundkupfer, gezogen, in Stangen, handelsüblich.
1768 Flachkupfer, gezogen, mit scharfen Kanten, handelsüblich.
1769 Flachaluminium, gezogen, mit scharfen Kanten.
1770 Flachaluminium, gepreßt, mit gerund. Kanten.
1771 Winkelaluminium, gepreßt, mit gerund. Kanten.

Maschinenteile.

Keile.

145 Bohrungen für Halte- und Abdrückschrauben zu Gleitfedern nach DIN 496.
305 Scheibenfedern.
490 Treibkeile, Einlegekeile.
491 Flachkeile.
492 Hohlkeile.
496 Paßfedern, Gleitfedern.

Lager.

612 Bl. 1 Einreihige leichte Querlager,
613 Bl. 1 Einreihige mittelschwere Querlager,
622 Bl. 1 Zweireihige leichte Querlager,
x146 Lagerbuchsen, dünnwandig.

25. Juni 1926 Fachnormenausschuß für Luftfahrt



Deutsche Normen

Noch nicht endgültig **DIN-Auswahl** Luftfahrt	DIN Vornorm Entwurf 2 *E L* 6

DIN

Paßstifte.

1 Kegelstifte.
7 Zylinderstifte.

Splinte.

94 Splinte.

Zahnräder.

780 Modulreihe.

Kraftfahrbau.

Kr K 821 Befestigungsschellen, einseitige Befestigung, für 1 und 2 Leitungen.
» 822 Befestigungsschellen, Mittenbefestigung.
» 823 Befestigungsschellen, zweiseitige Befestigung, für 1 und mehrere Leitungen.
Kr M 101 Kolbenringe für Gußeisen-Kolben.
» 102 Kolbenringe für Leichtmetall-Kolben.
» 301 Zündkerzen.
» 302 Magnetzünder und Lichtmagnetzünder, Federnde Kupplungen für Zünd- und Lichtmaschinen.
» 304 —, Wellenstümpfe und Kupplungszubehör.
» 305 —, Tragböcke.
» 306 —, Paßstifte.
» 307 —, Zündmaschinen, Anschlußmaße.
Kr W 303 Tachometerantrieb.
» 304 Glühlampen für Auto-Dynamobeleuchtung.
» 305 Manometer für Befestigungskappe.
» 306 Manometer für Befestigungsrand.
» 311 Kabel für Beleuchtungsleitungen.

25. Juni 1926 Fachnormenausschuß für Luftfahrt

Buchbesprechungen.

Der Bau des Flugzeuges. Teil 1, Allgemeiner Aufbau und die Tragflächen. Von Dipl.-Ing. E. Pfister, 1926, Berlin-Charlottenburg 2, Verlag von C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H. 8⁰. 48 S. mit 88 Abb. im Text. Preis geheftet RM. 2,50.

Der erste Teil dieser Sammlung, deren zweiter und dritter Band vom gleichen Verfasser bearbeitet wird, enthält als Einführung eine Einteilung der Flugzeuge, eine Erklärung der Grundbegriffe und -formen. Anschließend wird ausführlich das Tragwerk besprochen und besonders die Wirkungsweise der Verspannung erläutert. Die Festigkeitsbetrachtungen führen in das Wesen des Leichtbaues ein. Die einfachen Beispiele, in denen Biegebeanspruchungen einfacher Bauteile errechnet werden, setzen geringe Vorkenntnisse voraus und machen das Buch zum geeigneten Leitfaden für den Fern-, Funk- und Selbstunterricht, für den es nach dem Willen des Herausgebers gedacht ist. Eine solche gediegene Einführung, die für weite Kreise bestimmt ist, hat seit langem gefehlt. H.

Die Verteidigung des Aeronaut. Eigenverlag. Kaluga (U. d. S. S. R.) 1924. 8 S. mit 1 Zeichnung.

Die Geschichte meines Lenkluftschiffes. Beides von K. E. Ziolkowsky. Verlag des Assnat (Gesellschaft der Naturforscher — Verein der Autodidakten). Moskau 1924, 15 S.

Der Verfasser K. E. Ziolkowsky ist als Physiker, Mathematiker, Naturforscher und last not least Philosoph und ernster Mahner zum Raumflug eine der eigenartigsten Erscheinungen des brodelnden russischen Geisteslebens. Beide Hefte bringen — an sich berechtigte — Erwiderungen auf Angriffe gegen den Ziolkowskyschen Aeronaut (unstarres Luftschiff mit nachgiebiger Metallhülle). Das erste Heft enthält u. a. einen allgemeinen Leistungsvergleich des Ziolkowsky-Schiffes mit dem Flugzeuge, wobei letzteres wunschgemäß sehr schlecht abschneidet; das zweite: Erwiderungen auf Einwürfe russischer Fachleute (u. a. N. E. Joukowsky, W. P. Wetjinkin) und — äußerst bezeichnende — Auslassungen des Assnat über den »verbrecherischen Unverstand der ganzen Professorengilde gegen neue Genies und Talente«, wobei die Schatten von Galilei, Mayer, Ramus u. a. (wohlweislich aber nicht Lavouasies) herangezerrt werden. Sachlich sei folgendes erwähnt: Das Ziolkowsky-Schiff ist und bleibt trotz aller Verbesserungen ein technischer Unfug schon aus folgendem schlagenden Grunde: der Nichtabwickelbarkeit eines stromlinienförmigen Umdrehungskörpers. Es ist also unmöglich, die zuerst flachen Metallblechseitenwände faltenlos nach zwei Richtungen zu biegen — und dies schon rein geometrisch — siehe beliebiges Lehrbuch der Differentialgeometrie. Zweitens: da das als einheitlicher Gasraum ohne Unterteilung ausgebildete Schiff keine Schotten bzw. Zelleneinteilung besitzt — und nach oben Gesagtem auch keine ganzen Metallblechschotten haben kann —, so verursacht schon die kleinste Neigung bzw. Temperaturdifferenz (Wolken) eine Flutung des Füllgases, ganz abgesehen von der verheerenden Wirkung einer Verletzung der Hülle (militärische Verwendung daher ausgeschlossen).

Unliebsam werden auch die luftelektrischen Erscheinungen (starkes Potentialgefälle) in der Nähe der riesigen Metallhülle sein. Die Anwärmung des Füllgases mutet geradezu kindisch an und läßt sich praktisch in der von Ziolkowsky angegebenen Bauart — man denke an das Liebesverhältnis Auspuffgase zu Wasserstoff — ohne direkte Lebensgefahr für die Besatzung nicht ausführen.

Eigenartig muten auch die Vergleiche zwischen dem Luftschiffe und dem Flugzeuge an. Verfasser behauptet, daß der Kehrwert der Leistungsbelastung der Wurzel aus der Zuladung und das Flugwerkgewicht in vH des Leergewichtes der Zuladung ungefähr verhältig ist. Dies ist falsch, da dabei weder die mechanische noch aerodynamische Verfeinerung der Flugzeuge berücksichtigt wird. Gerade der Umstand, daß der Auftrieb eine Funktion der Geschwindigkeit ist, gibt dem Flugzeug seine große Überlegenheit über das Lenkluftschiff und alle anderen Verkehrsmittel.

A. B. Scherschevsky.

Die Flugpraxis. (Handbuch für Flugschüler.) Von Alfried Gymnich, Fluglehrer (Bibl. f. Luftschiffahrt- und Flugtechnik Bd. 25.) 214 S. mit 131 Abb. Preis in Ganzl. geb. M. 8. Berlin W 62. 1926. Richard Carl Schmidt & Co.

Das vorliegende Buch soll, wie schon der Titel sagt, dem Flugbegeisterten und Flugschüler ein Lehrbuch sein; es soll ihm das Verständnis für die Grundbegriffe des Fliegens und aller damit zusammenhängenden Gebiete erleichtern. Um dieses Ziel zu erreichen, wurde das unbedingt Wesentlichste der Materie kurz zusammengefaßt und nach Möglichkeit durch bildliche Darstellung ergänzt, da gerade diese in hohem Maße geeignet ist, Kenntnisse zu vermitteln. Der vom Verlag gut ausgestattete Band dürfte seinen Zweck in jeder Beziehung erreichen. Kp.

Die Praxis des Flugmodellbaues. Von Fluglehrer Alfried Gymnich. (Flugtechnische Bibliothek Band 17.) 122 S. mit 83 Abb. Preis in Ganzl. geb. M. 3,50. Berlin W 62. Richard Carl Schmidt & Co.

Das vorliegende, gut ausgestattete und reich illustrierte Buch soll dem jungen Modellbauer die theoretischen und praktischen Anleitungen zum Bau wirklich flugfähiger Modelle geben. — Alle weitschweifigen Entwicklungsbetrachtungen über den Flugmodellsport und Beschreibungen älterer Modelle wurden deshalb vermieden, und lediglich das unumgänglich Notwendigste wurde in gedrängter, aber unbedingt verständlicher Weise zusammengefaßt. Ebenfalls sind nur Flugmodelle und Einzelteile wiedergegeben worden, die sich in der Praxis bewährt haben und die deshalb bei Beachtung der gegebenen Bauanleitungen zu dem gewünschten Erfolg führen müssen. Das Buch zerfällt in folgende Hauptabschnitte: Vorwort — Einleitung — Die Theorie — Konstruktion und Bau — Flugversuche und Fehlerbehebung — Erfolgreiche Modelle — Das Segelflugmodell. Kp.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [16] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Blick- und Schußfeldwertung des Beobachters bzw. M.G.-Schützen erfolgte bisher nach Augenmaß. Nach P. Chandoschko läßt sich die Wertung so ausgestalten, daß man ein festes Maß für diese taktischen Eigenschaften von Kriegsflugzeugen hat. Das Flugzeug wird in den Mittelpunkt einer gedachten Einheitskugel gestellt (geplant ist der Versuchsbau einer Milchglaskugel von 25 m Durchm.); wobei die vom Beobachter gesehene bzw. vom zeugen, z. B. Jagd-, Infanterie-, Aufklärungs-, Bomben-Flugzeugen unterschiedliche Bewertung der Blick- bzw. Schußrichtungen gibt für jede Flugzeuggattung taktisch verschiedenwertige Zonen, denen Wertziffern, etwa 1 bis 10, zugeordnet werden (s. Abb. 3 und 4; links vordere, rechts hintere Halbkugel). Die übereinander gelegten Blick- und Wertschaubilder erlauben eine endgültige Wertung der taktischen Eigenschaften des Flugzeuges.

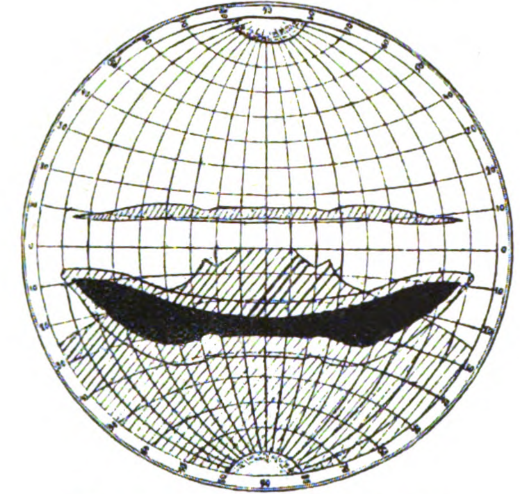


Abb. 1 zu 61601. Vorderes Blickschaubild.

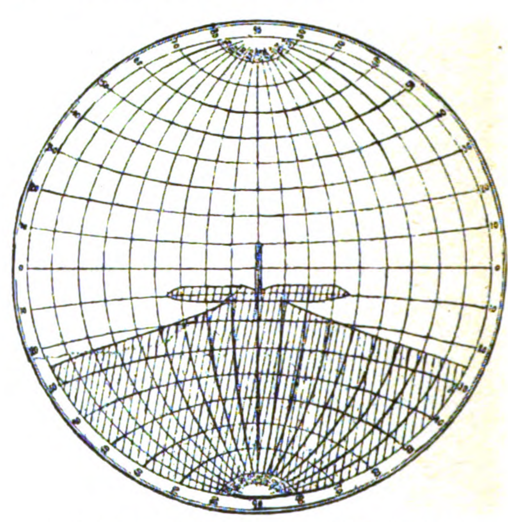


Abb. 2 zu 61601. Hinteres Blickschaubild.

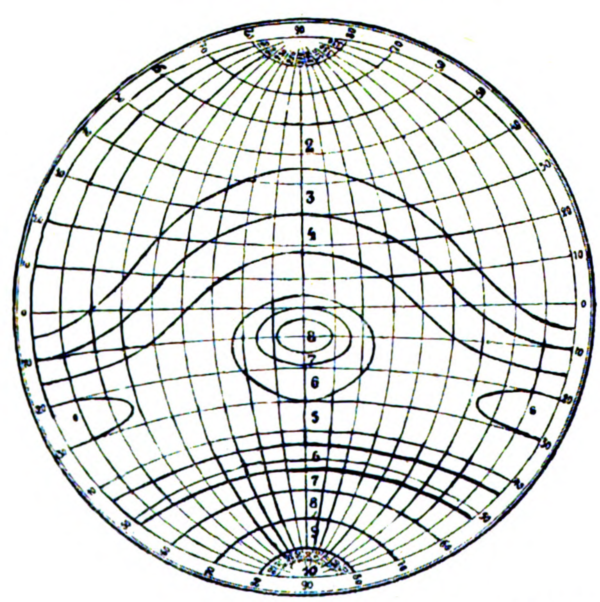


Abb. 3 zu 61601.

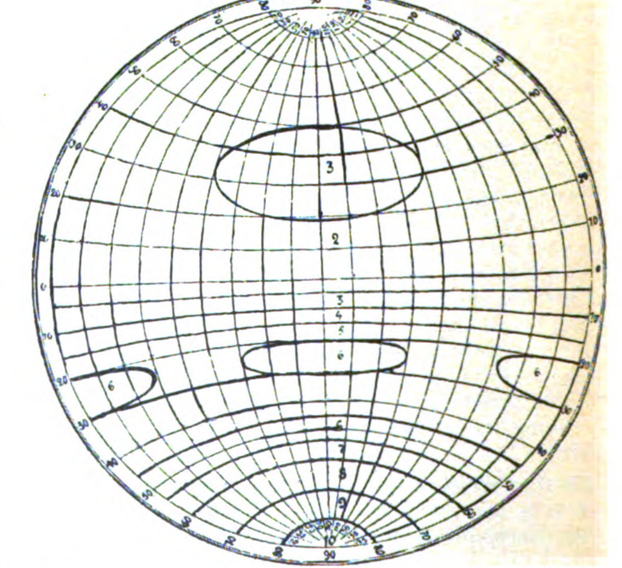


Abb. 4 zu 61601.

Taktische Wertungszonen.

M.G.-Schützen bestrichene Kugeloberfläche das erste Vergleichsmaß gibt. Durch Aufstehen, Heben oder Senken des M.G. kann der Beobachter und Schütze sein Blick- und Schußfeld erhöhen; dies gibt das zweite Wertmaß. Die so gezeichneten Blickschaubilder (s. Abb. 1 und 2; links vorderes, rechts hinteres Blickschaubild; das erste Wertmaß schwarz, das zweite gestrichelt), werden mit den taktischen Wertschaubildern verglichen. Die bei verschiedenen Flug- — *P. Chandoschko*, Wertung des Blick- und Schußfeldes von Luftfahrzeugen; Wissenschaftlich-technisches Beiheft zur Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte), Nr. 1 und 2, 1925; auch *W. Beltz*, Taktische Wertung des Blick- und Schußfeldes für verschiedene Flugzeugarten; Wojna j Technika (Krieg und Technik) **7.** Nr. 252 (Luftflotte, Heft 30, vom Jan. 1926), S. 10 bis 18 (18 Sp., 9 Schaub.). *Sy., H.* 61601.



Ausrüstung. Die elektrische Ausrüstung der französischen Flugzeuge ist so weit genormt, daß weitgehende Austauschbarkeit sichergestellt ist.

Gleichstromerzeuger sind in drei Größen von 0,3, 0,6, 1,2 kW und 24 V Einheitsspannung genormt. Antrieb durch Windschraube oder durch den Hauptmotor. Gleichmäßige Drehzahl von 4500 U/min bei Windschraubenantrieb im Geschwindigkeitsbereich von 90 bis 150 km/h durch besondere Bauart der Schrauben erreicht; für einen höheren Geschwindigkeitsbereich, etwa von 120 bis 250 km/h, noch nicht. Beim Antrieb durch den Hauptmotor entstehen dadurch Schwierigkeiten, daß je nach Flugzeugart verschieden starke Generatoren eingebaut werden müssen; wegen der plötzlichen Drehzahlschwankungen des Motors sind elastische Kupplungen vorgesehen.

Sammler dienen besonders zum Speisen der Landelichter bei Nachtflügen; da die Landung nur sehr kurze Zeit dauert, die Lampen aber viel Strom brauchen, sind die Sammler hierauf zugeschnitten.

Kabelleitungen, Kontakte und Schalter sind ebenso wie die Verteilung der Beleuchtungsstellen, die Positions- und Landelichter, Heizkörper, Sicherungen und Schaltungen genormt.

Lampen und Heizkörper haben 24 V Spannung und müssen ohne Kurzschluß- oder Verbrennungsgefahr eine Überlastung von 20 bis 25 vH aushalten, da diese bei höheren Drehzahlen des Stromerzeugers infolge größerer Geschwindigkeit leicht auftreten kann.

Apparate- und Kompaß-Beleuchtung durch regelbares rotes Licht, das am wenigsten blendet.

Positionslichter sind wegen der scharfen Vorschriften der C. I. N. A. hinsichtlich der Größe des Lichtkegelwinkels schwierig anzubringen; aus diesem Grunde soll bei der C. I. N. A. eine Änderung der Vorschriften vorgeschlagen werden.

Elektrische Anlasser sind wenig im Gebrauch; sie werden in Zukunft sicher viel angewandt werden.

F.T.-Bordstationen haben besondere Generatoren mit Windschraubenantrieb, die je nach Größe der Anlage verschieden stark sind; sie können auch durch einen Elektromotor von 24 V Spannung angetrieben werden, der von der Bordbatterie gespeist wird.

Funktelephonie und -Telegraphie werden beide angewandt: Telephonie von der Air Union auf der Linie Paris—London, Telegraphie von der Aeronavale auf der Linie Antibes—Ajaccio. Da letztere Linie von Seeflugzeugen beflogen wird, die mit Schiffen in Funkverkehr treten müssen, ist Funktelegraphie am Platze, obgleich an Stelle des Motorwartes ein Funker mitgeführt werden muß. Nach dem Anwassern muß die F.T.-Einrichtung noch betriebsfähig sein; der Luftleiter wird dann an einem Teleskopmast und an den Flügel- und Rumpfenden befestigt, der Generator durch Elektromotor oder durch besonderen Leichtbenzin-Motor, der auch als Anlasser benutzt werden kann, angetrieben.

— *P. Frank*, Equipement éléctrique et T. S. F. à bord des avions; L'Aéronautique 8, Nr. 84 vom Mai 1926, S. 157 bis 163 (14 Sp., 9 Lichtb., 5 Skizzen). *H.* 61602.

Festigkeit. Beschleunigungsmessungen an einem Morane-ED von W. P. Wetjinkin mit G. A. Bratoljubof als Führer ergaben Beschleunigungen von 0,65 bis 1,45 *g* in Fall- und Steigböen; 1,45 bis 1,7 *g* in steilen Kurven; 2,1 bis 2,45 *g* beim Schleifenflug und 3,2 bis 3,7 *g* bei der Rolle.

Erster Beschleunigungsmesser von Wetjinkin: einfache Federwage mit Gewicht von 1,845 kg; Reiter auf Drahtstangen zeigen die Höchst- und Kleinstbeschleunigung. Wesselowsky-Beschleunigungsschreiber aus einer Blattfeder mit Gewicht und Schreibstift, Schreibtrommel mit Uhrwerk. Eichung am Schwungrad.

— *W. S. Pischnof*, Flügelbeanspruchungsmessungen im Fluge; Woina i Technika (Krieg und Technik) 7, Nr. 257 (Luftflottenheft 31), vom Febr. 1926, S. 34 bis 37 (8 Sp., 2 Zeichn., 4 Schaub., 2 Zahltaf.). *Sy.*, *H.* 61603.

Flugzeugbau. Fließender Zusammenbau des Breguet 19-DD nach Fordschem Vorbild bei den Breguet-Werken:

Die Tragflügel werden an der Vorderkante hängend zusammengebaut und laufen an verschieden hohen hölzernen Arbeitsgerüsten vorbei. Sie werden auf- und abbewegt, ohne daß der Arbeiter einen Einfluß auf diese Bewegung hat. Um bei möglichen Versehen keine Stockung eintreten zu lassen, ist eine besondere Arbeitsgruppe gebildet, die auf Anordnung des Meisters den Fehler beseitigt, so daß der eigentliche Arbeitsgang fortschreiten kann. Die Raumersparnis gegenüber dem wagerechten Flügelzusammenbau beträgt etwa 94 vH.

Der Rumpf wird nach dem gleichen Verfahren aufgebaut, wobei schon zusammengesetzte Teile, wie Fahrgestell, auf Nebengleisen aufgebaut werden und dann zum Hauptgleise stoßen.

Der Zusammenbau von Rumpf und Tragdecks geschieht ebenfalls fließend.

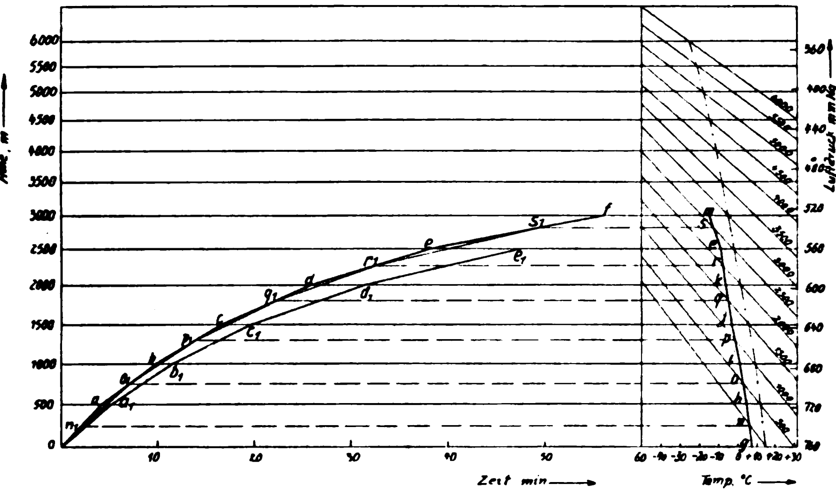
— La fabrication des avions »à la chaine« aux usines Breguet; L'Aéronautique 8, Nr. 85 vom Juni 1926, S. 193 bis 196 (8 Sp., 6 Lichtb., 2 Skizzen). *H.* 61604.

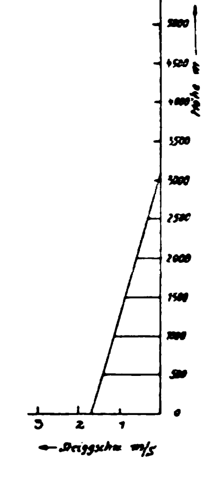
Flugzeugbau. Der Parabelflügel des Segelflugzeuges Parabola B. I. Tsch.-1, -2 und -3 (1923, 1924 und 1925) besitzt ein aufgelöstes Holzsystem, welches als Raumfachwerk ganz aus 8 × 10 mm Tannenstreben mit Sperrholzecken in den Knotenpunkten ausgeführt ist. Flügel dreiteilig. Flügeleinheitsgewicht der ausgeführten Flugzeuge schwankt zwischen 1,8 und 2,3 kg/m². Der Bau, insbesondere bei Ganzmetallbau für größere Flugzeuge, ist erschwert durch die gebogene Vorderkante und die Notwendigkeit an den Flügelenden S-förmige, eigenstabile Profile anzuwenden. Die bei den Versuchen benutzten Profile sind: Göttingen 386, 436 (Modell 1924), Joukowsky-Göttingen 434, 435 und für die baulich leichteren Profile mit ebener Druckseite: Göttingen 384, 390, 420 umgeändert, Feidge & Collins 4. Fortfall des Rumpfwiderstandes gestattet Vergrößerung des Randwiderstandes, das ist Verkleinerung der Spannweite (auf 35 bis 40 vH. D. Ber.). Im Flügel ist Platz für Motoren, Betriebsstoff und Besatzung.

— Sonderbericht; s. a. *A. Jakowlef*, Einzelheiten der Segelflugzeuge des 3. Allrussischen Segelflugwettbewerbes; *Samolet* (Das Flugzeug) 3, Nr. 1 (27) vom Januar 1926, S. 4 bis 6 (4 Sp., 19 Risse). *Sy.*, *H.* 61605.

Flugzeugbau. Höhen- und Steiggeschwindigkeitsmessungen werden mit Barometern oder Barographen ausgeführt, die abhängig von der Zeit den Luftdruck aufzeichnen; dieser ergibt die Höhe. Da der Zusammenhang von Luftdruck und Höhe sich mit der Luftdichte ändert, diese aber von der Temperatur abhängig ist, ist diese Höhenbestimmung ungenau. Der Fehler wird behoben, wenn man auch die Temperaturen mißt und aus Zeit, Druck und Temperatur die wahre Höhe über dem Meeresspiegel errechnet.

Auswertung von Steigkurven am einfachsten zeichnerisch: im Schaubild, s. Abb. 1, mit eingezeichneten Höhenlinien, die sich bei Annahme eines Luftdrucks von 760 mm QS in Meereshöhe und gleichbleibender Temperatur von 15° C errechnen, wird die Zeit-Druck-Linie eingetragen. Auf der rechten Seite sind unter Annahme eines Temperaturabfalles von 6,5°/km Erhebung die Geraden gleicher Luftdichte angegeben. Die Temperatur-Drucklinie schneidet diese Geraden in Punkten, die auf die Zeit-Druck-Linie herübergelotet werden. Die so erhaltenen Punkte werden fortlaufend miteinander verbunden, die Neigung der jeweiligen Verbindungsgeraden gibt die Steigzeit in der Schicht der zur betreffenden Höhe normal gehörenden Luftdichte. Ein Parallelenzug zu diesen Verbindungsgeraden durch die Normalhöhenlinien ergibt die Zeit-Druck-Linie für den Nor-


Abb. 1 zu 61606.


Abb. 2 zu 61606.

maltag, die Berechnung der Steiggeschwindigkeit in den verschiedenen Höhen gestattet. Trägt man diese abhängig von der Höhe auf (s. Abb. 2) und gleicht durch eine Gerade aus, so folgt aus deren Schnittpunkt mit der Ordinate die Steiggeschwindigkeit null oder die Gipfelhöhe. — *B. Grasé*, Timing the Speed and Climb of Aircraft; Bulletin Fokker **2,** Nr. 6, vom März 1926, S. 2 bis 9 (9 Sp., 2 Schaub., Zahlenang.). *H., E.* 61606.

Flugzeugbau. Lastvielfache des russischen Verkehrs-HD, AK-1 (siehe 60403).

Rumpf:

1. In Ruhe 6
2. Wagerechtflug 6
3. Radlandung 3
4. Schwanzlandung 1

Tragdecke im Fluge:

A-Fall 4,5
B- » 3,0
C- » 1,75
D- » 2,5

Flügelschnitt des Tragdecks: Mitte Göttingen 436, Enden Göttingen 428.

Baustoff	Festigkeit at	
	Biegung	Druck
Spruce	825	435
Esche	900	545
Oregon-Fichte	865 bis 1040	600
Russische Fichte	950	456

Russische und Oregon-Fichte wurden gewählt

Berechnungsgrundlagen für Fahrgestell und Schwanzsporn:

Berechnungsgrundlagen für Fahrgestell und Schwanzsporn	Rechnung	Ausführung	Maß
Landungswinkel des Rumpfes	14	14	°
Mindestbodenabstand der Schraubenspitzen vom Erdboden	0,3	0,3	m
Landungsanstellwinkel	9 bis 20	12	°
Druck auf Schwanzsporn bez. auf Fluggewicht	6 bis 8	6,5	vH
Lastvielfache des Fahrgestells:			
Stoß von unten	6,0	5,6	—
Stoß von vorne	4,0	4,0	—
Seitenstoß	0,0	1,0	—

Gewichte	Rechnung	Ausführung	Maß
Rumpf	352,0	447,0	kg
Höhenflosse	15,0	14,7	kg
Kielflosse	3,0	2,0	kg
Höhenruder	13,0	10,0	kg
Seitenruder	6,9	5,5	kg
Fahrgestell	57,7	53,0	kg
Steuerung	16,0	10,0	kg
Tragdeck	195,0	190,0	kg
Flügelstreben	50,0	60,0	kg
Flugwerkleergewicht	706,6	792,2	kg

Flugleistungen	Rechnung	Ausführung	Maß
Höchstgeschwindigkeit	155	147	km/h
steigt auf 1 km in	8,3	16,1	min
Gipfelhöhe	4,40	1,95	km

Arbeitsstundenzahl:

Rumpf	729
Tragdeck	324
Fahrgestell	135
Motorlagerung	102
Fluggastraum	129
Kielflosse	45
Höhenflosse	59
Höhenruder	78
Seitenruder	117
Steuerung	298
Betriebsstoffbehälter	220
kleinere Teile	360
Verschiedenes	1112
Aufsicht	360
insgesamt:	4068

— *W. K.*, Das Flugzeug AK-1; Woina i Technika (Krieg und Technik) **6,** Nr. 196 (Wosduschni Flott.-Luftflotteheft Nr. 2), vom Mai 1925, S. 29 bis 32 (8 Sp., 3 Lichtb. des Flugzeuges). *Sy., H.* 61607.

Flugzeuge. Koolhoven-Fernerkundungs-Wasser-HD Muster F. K. 34 (s. Abb.), im wesentlichen ein mit Schwimmern ausgerüsteter Erkundungs-HD, F.K. 31.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Stahlrohrbau mit Aluminiumblech und Stoffbekleidung. Führersitz unter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante, unmittelbar dahinter Sitz mit M.G.-Ring für Beobachter, dahinter im Rumpfinneren ein dritter Sitz für Funker.

Triebwerk im Vorderteil, nach Lösen von vier Bolzen als Ganzes ausbaubar. Lamellenkühler an Unterseite.

Tragdecks zweiteilig, rechteckig, halbfreitragend, geringe V-Stellung. Zwei Kasten-Längsholme aus Eschenholzstegen und Sperrholzgurten, durch Pappelholzschotte miteinander verbunden; alles unter der Presse zusammengeleimt

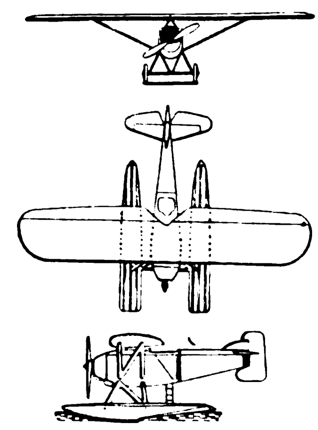


Abb. zu 61608. Fernerkundungs-Wasser-HD, F. K. 34.

und mit Leinewand umhüllt. I- und Kastenrippen, letztere wie die Längsholme aus Spruce, Sperrholz und Pappelholz hergestellt. Bis zum Vorderholm Sperrholz, sonst Stoffbespannung. Beiderseits läuft von den Flügelmitten eine starke N-Strebe aus verkleidetem Stahlrohr zu den Rumpf-Schwimmgestell-Knotenpunkten. Unausgeglichene Querruder über ganze Flügeltiefe; gleichzeitig in einem Sinne bewegt, können sie zum Verstellen des Profiles benutzt werden.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, ausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder, keine Kielflosse, oben und unten ausgeglichene Seitenruder; Leichtmetallbau mit Stoffbespannung.

Schwimmgestell: zwei Schwimmer, durch N-Stiele mit Rumpf, durch zwei weitere Streben untereinander verbunden.

Schwimmer mit rechteckigen Spanten, flachem, stumpfem Bug, einer Stufe und scharf auslaufendem Heck. Holzbau mit Sperrholz- und Stoffbekleidung.

Spannweite	13,0	m
Länge	9,3	m
Höhe	4,1	m
Motor: Hispano-Suiza	450	PS
Leergewicht	1,70	t
Zuladung	0,80	t
also Fluggewicht	2,50	t.

— *H. A. S.*, L'hydravion Koolhoven F. 34; Les Ailes **16**, Nr. 259, vom 3. Juni 1926, S. 2 bis 3 (3 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61608.

Flugzeuge. Morane-Saulnier-Schul-HD, Muster 53 und 120 (s. Abb., vgl. 60617).

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitze hinter ausgeschnittener Tragdeckoberkante, aus denen man leicht mit Fallschirm abspringen kann. Doppelsteuerung, einstellbare Sitze und Fußsteuerhebel. Vier quadratische Eschenlängsholme im Vorderteil, hinten solche aus Spruce. Vorne Aluminiumblech-, hinten Stoffbekleidung.

Triebwerk auf zwei Längsträgern mit Korkzwischenscheiben zur Schwingungsdämpfung mit vier Stahlrohrstützen am Brandschott aufgehängt. Zwei A.M.-Pumpen ohne Falltank. Feuerwarn- und -löschgerät. Abdeckbarer Wabenstirnkühler.

Tragdeck halbfreitragend, zweiteilig, in starker Pfeilstellung, durchlaufend, Flügelschnitt bleibt über ganze Spannweite gleich. Zwei Längsholme aus rechteckigem Duraluminrohr, deren Stege teilweise mit Erleichterungslöchern versehen sind. Holzrippen nach der Warren-Bauart aus doppelten, ausgesparten Stegen, die durch dünne Stäbe miteinander verbunden sind. An den Enden und Streben-Knotenpunkten Kastenrippen. Als Druckstiele dienen Eschenholzrippen. Stoffbespannung. Von den Flügelmitten läuft ein Strebenpaar zu den Fahrgestell-Rumpfknoten-

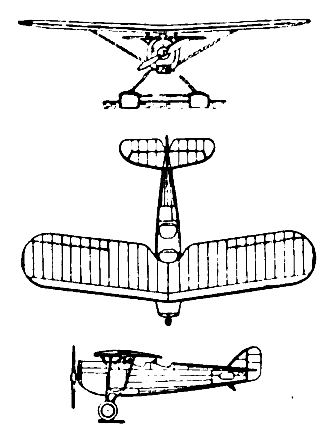


Abb. zu 61609. Morane-Saulnier-Schul-HD, 53.

punkten. Querruder, in Hilfsholmen gelagert, durch Rohrwellen gesteuert.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges, entlastetes Höhenruder, feste Kielflosse, unausgeglichenes Seitenruder. Duralumingerüst mit Stoffbespannung.

Fahrgestell: von vorne gesehen M-förmig. Beiderseits zwei Duralumin-V-Streben, in denen die Räder mit Gummifederung gelagert sind; die Achse ist zweiteilig und an den beiden mittleren M-Streben angelenkt.

Spannweite		10,70	m
Länge		6,97	m
Höhe		2,70	m
Flügeltiefe		2,00	m
Flügelfläche		19,7	m²
Motor: Hispano-Suiza		180	PS
Muster 120: Salmson		230	PS
Leergewicht	0,74 t		
Brennstoff	0,13 t		
Ladung	0,18 t		
Fluggewicht	1,05 t	1,05	t
Flächenbelastung		53,2	kg/m²
Leistungsbelastung		5,7	kg/PS
Flächenleistung		9,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		203	km
steigt auf 2 km in		7,7	min
» » 3 » »		13,0	min
» » 4 » »		21,4	min
» » 5 » »		32,8	min
Gipfelhöhe		6,3	km
Schnellflugzahl		17	
Weitflugzahl		4,4	
Hochflugzahl		7,7	
Flugdauer		3	h.

— *J. Serryer*, Les avions Morane-Saulnier; Les Ailes **16**, Nr. 258, vom 27. Mai 1926, S. 2 und 3 (3 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61609.

Flugzeuge. Ryan-Post- und Reise-HD, Muster M-1, von T. C. Ryan für den Flugverkehr zwischen Los Angeles und San Diego bei der Ryan Airlines Inc., nach den Vorschriften des Aeronautical Safety Code gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Geschweißter Chrom-Molybdän-Stahlrohrbau ohne Drahtauskreuzungen. Stoffbespannung. Zwei hintereinanderliegende Sitze, Führer hinten, Gastsitz mit zwei Plätzen kann in Laderaum umgewandelt werden. Gerüst der Rumpfseitenwände reicht bis zum Tragdeck, das so ohne besondere Stützen mit Rumpf verbunden ist. Die Bekleidung der Seitenwände ist im Oberteil weggelassen, um eine gute Sicht zu gewährleisten.

Triebwerk im Vorderteil an vier Bolzen aufgehängt, kann als Ganzes ausgebaut werden.

Tragdeck gerade durchlaufend, halb freitragend, in einem Stück, mit dickem Flügelschnitt. Zwei Kastenholme aus zweifachem Mahagoni-Sperrholz. Tragdeckvorderkante sperrholzbeplankt, sonst stoffbespannt. Beiderseits auf halber Flügeltiefe zwei stromlinig verkleidete Stahlrohrstreben, die an den Rumpf-Fahrgestell-Knotenpunkten angreifen. Unentlastete Querruder.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, feste Kielflosse, zweiteiliges, unentlastetes Höhenruder, entlastete Kielflosse. Stahlrohrbau mit Stoffbespannung.

Fahrgestell V-förmig, gegen Rumpfmitte durch dritte Strebe abgestützt, ohne durchlaufende Achse, Gummifederung.

Probeflüge:

Ryan M-1	Ausführung 1	Ausführung 2	Ausführung 3	Maß
Spannweite	11,0	11,0	11,0	m
Motor	Wright Whirlwind	Hispano Suiza	Curtiss OX5	—
Leistung	200	150	90	PS
Nutzlast	0,272	0,227	0,136	t
Höchstgeschwindigkeit	228	201	161	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	185	177	—	km/h
Landegeschwindigkeit	73	73	65	km/h
Steiggeschw. in d. ersten min	6,1	—	—	m/s
steigt auf 1,5 km in	—	—	10	min
» » 2,1 km »	—	10	—	min
» » 2,7 km »	10	—	—	min
» » 5,3 km »	39	—	—	min
Gipfelhöhe	5,8	4,5	2,7	km
Flugweite	800	800	800	km

— The Ryan M-1 Monoplane; Aviation **20,** Nr. 19, vom 10. Mai 1926, S. 712 und 713 (4 Sp., 3 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61610.

Flugzeuge. Aero-Gitterrumpf-Segel-HD, Muster A-17, erbaut von dem Aero Tovarna Letadel (Aero-Flugwerke) in Prag, Vysocany. Harth-Messerschmitt-Bauart. Baustoff: Holz.

Rumpf: leichter, dreieckiger Gitterrumpf. Offener Führersitz auf Kufe.

Tragdeck rechteckig, zweiholmig, dreiteilig. Flügel elastisch zwecks Höhen- und Quersteuerung.

Leitwerk gewöhnlich, Höhenflosse fehlt.

Fahrgestell Kufe.

Spannweite	13,80 m
Länge	4,30 m
Höhe	1,20 m
Flügeltiefe	1,15 m
Seitenverhältnis	12
Flügelschnitt Göttingen, 441 geändert	
Flügelfläche	15,75 m²
Höhenruder	2,25 m²
Leergewicht	47 kg
Führer	80 kg
also Fluggewicht	127 kg
Flächenbelastung	8,06 kg/m²

— Das Segelflugzeug der Flugzeugwerke Aero A. 17, Letectvi (Das Flugwesen) **6,** Nr. 2, vom Febr. 1926, S. 27 bis 29 (4 Sp., 2 Lichtb., 2 Risse). *Sy., H.* 61611.

Flugzeuge. Burewestnik-Klein-TD, Muster S 3, von W. Newdatjin im Segel- und Kleinflugverein des Aviachim, Abt. Krasnaja Presnja, Moskau, erbaut. Baustoff: Holz.

Rumpf verspannungslos, rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil. Motorrahmen aus 2 mm dickem Stahlblech. Brandschott.

Tragdeck freitragend, trapezförmig, zweiholmig, leichte Rippen mit Sperrholzsteg. Große Querruder mit Differentialsteuerung.

Leitwerk: Höhen- und Kielflosse fehlen. Annähernd elliptisches Höhenruder ist zwecks Verminderung gegenseitiger Beeinflussung vor dem Seitenruder angeordnet.

Fahrgestell besteht aus einem Holzbogen mit zwei Holzscheibenrädern. Anbringung von leichten Schneekufen möglich (Flächenbelastung der Kufen statt der üblichen 1000 kg/m² nur 600 kg/m²).

Spannweite		9,48 m
Länge		5,8 m
Höhe		1,64 m
Seitenverhältnis		7,18
Flügelschnitt, Göttingen		426
V-Stellung		6°
Flügelfläche		12,5 m²
davon Querruder		2,4 m²
Höhenruder		2,0 m²
Seitenruder		0,8 m²
Motor: Harley-Davidson, 2zyl., luftgekühlt		15 bis 18 PS
Schraubendurchmesser		1,2 m
Schraubensteigung		0,6 m
Flügel mit Querrudern		22,6 kg
Rumpf mit Motorrahmen, Betriebsstoffbehälter und Sporn		34,0 kg
Fahrgestellachse	4,0 kg	
Rad	2,5 kg	
Kufe	3,5 kg	
also Fahrgestell	10,0 kg	10,0 kg
Motor mit Schraubennabe		41,0 kg
Luftschraube		1,8 kg
Höhenruder		3,7 kg
Seitenruder		1,3 kg
also Leergewicht		114,0 kg
Betriebstoff für 1,5 h	7,0 kg	
Führer u. a.	78,0 kg	
daher Zuladung	85,0 kg	85,0 kg
also Fluggewicht		199 kg
Flächenbelastung		15,9 kg/m²
Leistungsbelastung		13,3 kg/PS
Flächenleistung	rd.	1,2 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		102 km/h
Landegeschwindigkeit		53 km/h
steigt auf 0,5 km in		5,27 min
steigt auf 1,0 km in		11,15 min
Gipfelhöhe		3,62 km
Schnellflugzahl		1,0
Weitflugzahl		3,9
Hochflugzahl		5,9
Flugbereich 1,5 h		150 km.

— *W. Newdatjin,* Aviettka Burewestnik S 3; Samolet (das Flugzeug) **4,** Nr. 4 (30), vom April 1926, S. 29 (2 Sp., 1 Lichtb., 1 Schaub.). *Sy., H.* 61612.

Flugzeuge. Schmolik-Zweisitzer-Schul-DD, Muster S-18, auf der Vojenska tovarna na letadla (Militärflugwerft) in Prag erbaut.

Rumpf rechteckig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend, Holzbau, sperrholzbeplankt. Schüler vor dem Führersitz, Doppelsteuerung.

Triebwerk in Rumpfvorderteil, Motorrahmen aus 2,5 mm-Stahlblech, durch Lösen von vier Bolzen abnehmbar. Brandschott.

Tragdeck rechteckig, leicht gestaffelt, verspannt, zweiholmig, stoffbespannt. Ober- und Unterflügel haben gleiche Spannweite. Baldachin auf N-Streben, N-Stiel an den Enden. Anstellwinkel der Zelle veränderlich. Querruder an beiden Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, verstellbare Höhenflosse, Kielflosse sperrholzbeplankt, sonst stoffbespannt.

Fahrgestell: M-Strebe und Gummifederung.



Spannweite		10,00	m
Länge		6,97	m
Höhe		2,36	m
Flügeltiefe		1,00	m
Seitenverhältnis		10	
Flügelfläche		17	m²
davon Querruder		2,5	m²
Motor: Walter NZ		60	PS
Leergewicht		354	kg
Betriebstoff	60 kg		
Flugführer u. -schüler	140 kg		
daher Zuladung	200 kg	200	kg
also Fluggewicht		554	kg
Flächenbelastung		32,6	kg/m²
Leistungsbelastung		9,24	kg/PS
Flächenleistung		3,53	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		140	km/h
Landegschwindigkeit		68	km/h
Gipfelhöhe		3,5	km
Schnellflugzahl		14,0	
Weitflugzahl		4,5	
Hochflugzahl		5,5	
Flugweite 2,25 h		325	km.

— Das Schulflugzeug, S 18; Letectvi (das Flugwesen) **6**, Nr. 2, vom Febr. 1926, S. 25 bis 27 (5 Sp., 4 Lichtb., 2 Risse). *Sy.*, *H.* 61613.

Flugzeuge. Junkers-Wasser-Verkehrs-TD, Muster W 33 und 34, s. Abb. Allgemeiner Aufbau wie bei den übrigen Junkersflugzeugen. Höhenflosse ist bei diesen Mustern aber gegen Seitenflosse durch 4 Streben abgefangen.

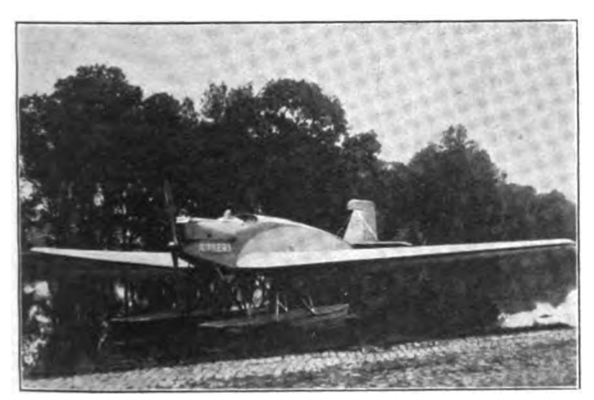


Abb. zu 61614. Junkers-Wasser-Verkehrs-TD, W 33 und 34.

Rumpf: doppelsitziger Führerraum unmittelbar hinter dem Motor, anschließend Laderaum.

Schwimmer mit einer Stufe und flachem Vorschiffboden, durch kräftiges Schwimmergestell mit Flügelstutzen und Rumpfunterkanten verbunden.

Junkers-Wasser-TD	W 33	W 34	Maß
Spannweite	18,35	18,35	m
Länge	10,90	10,90	m
Höhe	3,03	3,03	m
Flügelfläche	43	43	m²
Motor	Junkers L-V	Bristol-Jupiter	—
Leistung	310	425	PS
Leergewicht	1,38		t
Zuladung	0,72		t
also Fluggewicht	2,10		t
Flächenbelastung	48,9		kg/m²
Leistungsbelastung	6,8		kg/PS
Flächenleistung	7,2		PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	185		km/h
Gipfelhöhe	4,5		km
Schnellflugzahl	15,7		—
Weitflugzahl	4,7		—
Hochflugzahl	6,0		—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61614.

Flugzeuge. L. F. G.-Verkehrs-Zweischwimmer-See-TD, Muster V 59 u. 61, s. Abb., von der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Werft Stralsund, als Ganzmetallflugzeuge gebaut.

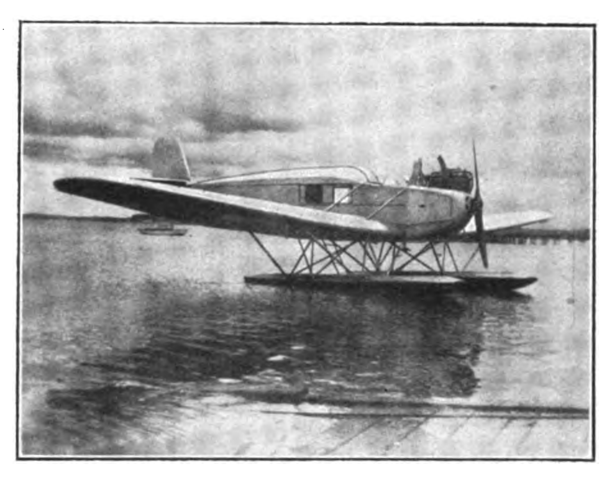


Abb. zu 61615. F. F. G.-Verkehrs-Zweischwimmer-See-TD, V 59 und 61.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Vorderteil mit Motor und dahinterliegendem Führersitz auf Oberseite flach oder offen, daran anschließender Fluggastraum ist durch stark gewölbte Decke geschlossen. Führerraum doppelsitzig. Fluggastraum mit 4 Sitzen, großen Seitenfenstern, seitlicher Einsteigtür und je einer Verbindungstür in der Hinterwand zu Gepäckraum und Toiletten; Gepäckraum ist durch ein Mannloch mit dem Rumpfhinterteil verbunden. Bis zum Fluggastraum besteht das Rumpfgerüst aus Stahlrohren, dann aus Leichtmetall.

Triebwerk kann leicht ausgebaut werden. Kühler auf Rumpfunterseite. Brennstoff in den Flügeln.

Tragdeck halb freitragend. Die beiden Flügel sind in leichter V-Stellung an Rumpfunterkanten angesetzt, gegen Rumpfoberkante durch zwei kurze und gegen Schwimmer durch mehrere Streben abgefangen. Die beiden Holme aus Duraluminblech mit Erleichterungslöchern bilden zusammen mit der Außenhaut den Hauptträger, an den Nasen- und Endteile mit besonderen Verschlüssen angehängt sind (vgl. Rohrbach! D. Ber.).

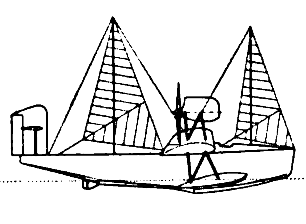
Leitwerk gewöhnlich, Metallgerüst mit Stoffbespannung.

Schwimmer aus Dural, mit vielen wasserdichten Abteilungen, die durch Mannlöcher, im Deck zugänglich sind. Schwimmergestell besonders fest.

L. F. G.-Verkehrs-See-TD	V-59	V-61	Maß
Spannweite	19,00	19,00	m
Länge	11,38	11,38	m
Höhe	4,10	4,10	m
Flügelfläche	52	52	m²
Motor	BMW IV	Bristol-Jupiter	—
Leistung	220	420	PS
Leergewicht	1,43	1,43	t
Zuladung	0,77	0,77	t
daher Fluggewicht	2,20	2,20	t
Flächenbelastung	42,3	42,3	kg/m²
Leistungsbelastung	10,0	5,3	kg/PS
Flächenleistung	4,3	8,1	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	151	185	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	135	160	km/h
Landegeschwindigkeit	70	70	km/h
steigt auf 1 km in	11	7	min
Schnellflugzahl	14,5	14,0	—
Weitflugzahl	5,6	3,6	—

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 61615.

Flugzeuge. Rohrbach-Robbe-Verkehrs-Flugboot-IID der Rohrbach Metall-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin, s. Abb. Ganzmetallbau aus Duralumin-Platten und meist offenen Profilen; die Nieten sind beiderseits nachzusehen. Metallbekleidung in Rumpf und Flächen als tragende Außenhaut (Begehbarkeit der Flügel).



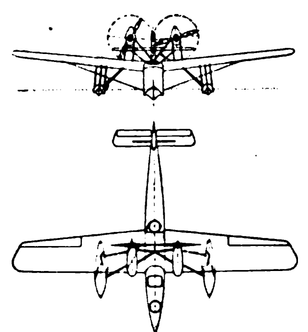


Abb. 1 zu 61616.

Rumpf als Boot, zweistufig. Vorschiff stark hohlgekielt bis zur vorderen Stufe. Achterschiff stark gekielt, Ruder hinter der zweiten Stufe. Vor dem Tragdeck zwei nebeneinanderliegende Führersitze. Im Rumpf Gepäckraum, der mit Sitzen für 6 Fluggäste versehen werden kann. Unterteilung in verschiedene wasserdichte Abteilungen, von denen zwei beliebige vollaufen können, ohne daß das Boot die Schwimmfähigkeit verliert. Wasserdichte Schottüren, die im Gefahrfalle durch zentrale Schottenschließvorrichtung geschlossen werden können.

Triebwerk auf zwei besonderen Stützgestellen seitlich vom Rumpf auf den Flügeln. Holz- oder Metall-Druckschrauben. Brennstoff in Nasen- und Endrippenkasten des Tragdecks, Förderung durch Pumpe.

Tragdeck: beiderseits der Rumpfoberkante in starker Stellung angesetzte Flügel, die durch Kabel zum Rumpfboden abgefangen sind. Flügel in Rohrbach-Bauweise, am Rumpf durch Stahlbeschläge und Bolzen befestigt.

Leitwerk auf der Rumpfoberseite aufgesetzt, Höhenleitwerk in oberer Hälfte der Kielflosse angesetzt und zum Rumpfdeck durch Strebe abgefangen. Unausgeglichene Ruder.

Seitenschwimmer mit stark gekieltem Boden.

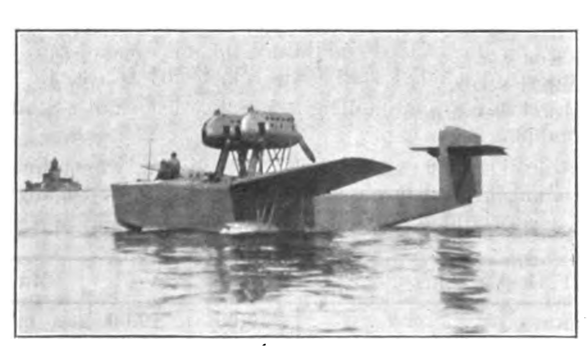


Abb. 2 zu 61616. Rohrbach-Robbe-Verkehrs-Flugboot.

Spannweite	17,4	m
Länge	13,2	m
Höhe	5,5	m
Flügelfläche	40	m²
Seitenverhältnis	1:7,6	—
Motor: BMW	2×230	PS
Leergewicht	2,00	t
Zuladung	1,36	t
also Fluggewicht	3,36	t
Flächenbelastung	84,0	kg/m²
Leistungsbelastung	7,3	kg/PS
Flächenleistung	11,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	210	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	150	km/h
Landegeschwindigkeit	116	km/h
steigt auf 1 km in	5	min
» » 2 km »	10	min
» » 3 km »	16	min
Rechnungsgipfelhöhe	5	km
Versuchsgipfelhöhe	4,5	km
Schnellflugzahl	14,4	—
Weitflugzahl	5,7	—
Hochflugzahl	9,3	—
Flugweite	1200	km

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 61616.

Flugzeuge. Ireland-Meteor-Verkehrs-DD.

Rumpf im Vorderteil rechteckig, weiter hinten dreieckig, dann in senkrechte Schneide übergehend. Führerraum mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen vorne, dahinter ebensolcher Fluggastraum, beide sind durch große Windschilder geschützt.

Triebwerk leicht ausbaubar im Vorderteil.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich Rumpfunterkanten in geringer V-Stellung, ohne Staffelung angesetzt. Oberdeckmittelteil durch zwei schräge N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden, an den Flügelenden gewöhnliches Stielpaar, Drahtverspannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: einstellbare Höhenflosse, entlastetes Höhenruder, großes Seitenruder. Keine Kielflosse.

Fahrgestell V-förmig, ohne durchlaufende Achse, Luftdruck-Stoßdämpfer.

Spannweite			9,50	m
Länge			7,30	m
Höhe			2,80	m
Flügelfläche			26,5	m²
davon Querruder			4,0	m²
Motor: Curtiss			90	PS
Leergewicht			0,57	t
Brennstoff	123	kg		
Flugzeugführer	73	kg		
Nutzlast	218	kg		
daher Zuladung	414	kg	0,41	t
also Fluggewicht			0,98	t
Flächenbelastung			37,0	kg/m²
Leistungsbelastung			10,9	kg/PS
Flächenleistung			3,4	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit			160	km/h
Landegeschwindigkeit			68	km/h
Gipfelhöhe			3,1	km
Schnellflugzahl			21,6	
Weitflugzahl			6,5	
Hochflugzahl			5,4	

— The Ireland Meteor; Aviation 20, Nr. 23 vom 7. Juni 1926, S. 878 bis 879 (4 Sp., 4 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61617.

Flugzeuge. Pitcairn-Fleetwing-Post-Reise-DD, s. Abb., von der Pitcairn Aviation Inc., Philadelphia, Pa. gebaut.

Rumpf: Querschnitt trapezförmig, oben breite Parallelseite mit stark abgerundeten Ecken, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende, offene Sitzräume mit je zwei nebeneinanderliegenden Fluggastsitzen, dahinter einsitziger Führerraum. Geschweißter Stahlrohrbau ohne Drahtauskreuzungen. Stoffbespannung.

Triebwerk als Ganzes ausbaubar. Motorträger zur Schwingungsdämpfung aus Spruce und Eschenholz. Falltank im Oberdeckmittelteil, Haupttank unter dem hinteren Fluggastsitz, Speisung durch Handpumpe. Tunnel-Wabenkühler unter dem Motor. Reed-Metall-Schraube.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, ohne V- und Pfeilstellung; Unterflügel stark gestaffelt, in V-Stellung seitlich an Rumpfunterkanten angesetzt. Oberdeckmittelteil durch kurze N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden; seitlich je ein N-Stielpaar. Auskreuzung mit Stromliniendraht. Streben aus Stahlrohr stromlinig ver-

kleidet, sollen aber durch Duralumin-Stromlinien-Streben ersetzt werden. I-Spruce-Längsholme, Gitterrippen aus Spruce und Sperrholz, an den Stielanschlüssen und als Innenstiele Kastenrippen aus Spruce und Sperrholz. Stoffbespannung, die zweimal mit klarem Tränkmittel gestrichen,

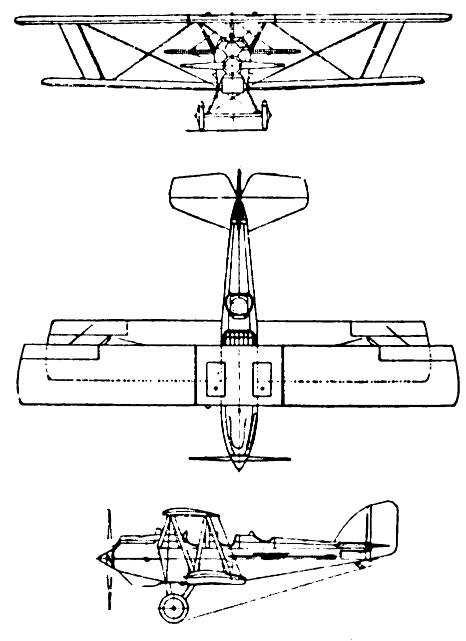


Abb. zu 61618. Pitcairn-Fleetwing-Post-Reise-DD.

zweimal mit klarem Tränkmittel und einmal mit farbigem Tränkmittel gespritzt ist. Unausgeglichene Querruder an allen Flügeln am Hinterholm angelenkt.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder, vor dem Fluge einstellbare Höhenflossen.

Fahrgestellt V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung wie beim DH-4.

Spannweite oben		11,60	m
» unten		10,10	m
Flügeltiefe		1,60	m
Flügelabstand		1,83	m
Staffelung		0,64	m
Einstellwinkel oben		1½°	
» unten		½°	
V-Stellung oben		0°	
» unten		2°	
Länge		7,50	m
Höhe		3,0	m
Flügelschnitt	U. S. A.	27	
Flügelfläche		32,6	m²
Höhenleitwerk		3,7	m²
Seitenleitwerk		1,4	m²
Leergewicht		0,82	t
Führer	0,075 t		
Fluggäste	0,277 t		
Brennstoff	0,109 t		
Öl	0,018 t		
Wasser	0,037 t		
also Zuladung	0,516 t	0,52	t
daher Fluggewicht		1,34	t
Motor: Curtiss C-6		160	PS
Flächenbelastung		41,2	kg/m²
Leistungsbelastung		8,4	kg/PS
Flächenleistung		4,9	PS/m²

Windkanalversuche mit Modell 1:20 ergaben:

Höchstgeschwindigkeit	155	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	142	km/h
Mindestgeschwindigkeit	77	km/h

Meßergebnisse:

1. Mit Öl, Wasser 121 l Brennstoff, ohne Fluggast.

Höchstgeschwindigkeit am Boden	193	km/h
Gipfelhöhe	4,9	km

2. Mit Öl, Wasser, 121 l Brennstoff und 0,36 t Ballast.

Fluggewicht	1,36	t
Höchstgeschwindigkeit am Boden	187	km/h
Gipfelhöhe	3,7	km
Flächenbelastung	41,7	kg/m²
Leistungsbelastung	8,5	kg/PS
Flächenleistung	4,9	PS/m²
Schnellflugzahl	25,0	
Weitflugzahl	6,0	
Hochflugzahl	6,0	

— The Pitcairn Fleetwing; Aviation **20**, Nr. 20 vom 17. Mai 1926, S. 753 bis 756 (7 Sp., 2 Lichtb., 3 Risse, 1 Skizze, Zahlenang.). *H.* 61618.

Flugzeugteile. Schwimmer und Flugbootkörper werden nur von wenigen Sonderfirmen gebaut, da zu ihrem Bau viele Erfahrungen gehören und da das Absatzgebiet 3- bis 4mal geringer ist als bei Landflugzeugen. Die Erfahrungen sind in der Literatur sehr verstreut.

Der Wasserwiderstand wächst mit zunehmender Geschwindigkeit zu einem Höchstwert, der etwa bei 35 bis 45 vH der Abfluggeschwindigkeit liegt, und dessen Wert 20 bis 30 vH des Fluggewichtes ist, während der Luftwiderstand nur 1,6 bis 2,0 vH des Gesamtgewichtes beträgt. Nach Erreichen dieses Höchstwertes fällt er mit dem Austauchen oder »Aufstufekommen« des Bootes bis zum Wert Null bei der Abfluggeschwindigkeit.

Vergleiche zwischen verschiedenen Schwimmern macht man am besten nach einem Vorschlag von Madelung: zieht man den mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wachsenden Auftrieb der Tragflügel vom Gesamtgewicht ab und vermindert dann den Restwert um den Wasserwiderstand, so erhält man in einem Schaubild abhängig von der Geschwindigkeit Punkte gleichen Widerstandes bei verschiedenen Anfangsbedingungen, die, miteinander verbunden, einen guten Vergleichsmaßstab verschiedener Linienrisse geben.

Der Wasserwiderstand wird durch einen Modellversuch in einer Schiffbauversuchsanstalt ermittelt, die Ergebnisse auf Grund des Froudeschen Ähnlichkeitsgesetzes auf die Ausführung übertragen. Schleppversuche bilden eine vollkommen ausreichende Grundlage für den Entwurf von Seeflugzeugen: eine andere Unterlage gibt es heute und in absehbarer Zeit nicht.

Beim Abwassern entsteht durch die hohe Lage der Luftschraube ein kopflastiges Moment, das den Bug tiefer eintauchen läßt. Auch entstehen bei einzelnen Bugformen Saugwirkungen; es tauchen daher viele Seeflugzeuge vor der kritischen Geschwindigkeit tiefer. Nach Erreichen dieser nimmt das Boot von selbst größere Winkel an, taucht aus dem Wasser und gleitet auf der Oberfläche. Sein Heck liegt dann in einer teilweise hohlen, vom Gleitboden durchwirbelten Wasserzone mit zwei Staffelwellen. Dabei hat die Stufe die ganze Last zu tragen. Versuche bei ruhigem Wasser und einer Abfluggeschwindigkeit von 85 bis 90 km/h ergaben örtliche Beanspruchungen von 0,35 at an der Stufe; 0,75 m hohe Wellen riefen im Vorderteil einen örtlichen Schlag von 0,44 at hervor.

Flugboote werden gleich beim Austauchen durch die dynamischen Kräfte des Wassers querstabil. Die Querruder werden erst kurz vor dem Abflug wirksam, im Gegensatz zum Höhenruder, das, durch den Schraubenstrahl angeblasen, schon früher wirkt.

Beim Anwassern gestaltet sich alles in umgekehrter Reihenfolge.

Wellen erhöhen den Wasserwiderstand erheblich. Gleichzeitig setzt der Gegenwind die Abfluggeschwindigkeit,

bezogen auf das Wasser, stark herab. Tote See (Seegang ohne Wind) kann dem besten Seeflugzeug einen Start vollbelastet unmöglich machen. Schwimmer mit flachem Vorderteil ertragen bei Seegang 4 nicht mehr als 70 km/h Landegeschwindigkeit, gekielte Schwimmer 85 km/h, bei höheren Werten werden sie eingeschlagen.

Jedes erfolgreiche Seeflugzeug hat unter dem Boot in der Nähe des Schwerpunktes eine Stufe. Das Wasser wird dadurch zum Abreißen gebracht und übt auf den Hinterteil des Bootes keinen Sog mehr aus. Die Stufe bedeutet zusätzlichen Luftwiderstand, ein Mehrgewicht und gerade in der Mitte des Bootes eine Querschnittsänderung, die schon oft den Bruch der Schwimmer hervorgerufen hat. Versuche, ohne Stufe auszukommen, »endeten in jedem Falle mit einem glatten Fehlschlag«.

Bei Stufen hinter dem Schwerpunkt greift die Resultierende der Wasserkräfte hinter diesen an; es entstehen dann zwei Kräftepaare, die das Boot kopflastig machen; eins durch Schraubenschub und Wasserwiderstand, ein zweites durch Schwerkraft und Wasserauftrieb. Bei Booten mit wenig wirksamem Gleitboden ist das Abwassern oft schwer, da der am Höhenruder wirkende Auftrieb dann 10 bis 15 vH des Gesamtgewichtes ausmachen kann, was wesentlich erhöhten Wasserwiderstand durch das scheinbare Mehrgewicht ergibt, sowie verstärkten Luftwiderstand infolge des vollen Höhenruderausschlages im Schraubenstrahl. Boote mit zu wirksamem Gleitboden werden leicht durch Wasserkräfte aus dem Wasser geschleudert, bevor die Abfluggeschwindigkeit erreicht ist. Da der Tragdeckauftrieb noch nicht groß genug, fallen die Boote dann heftig aufs Wasser zurück, dabei treten sehr starke Beanspruchungen auf.

Vorverlegung der Stufe unter oder vor dem Schwerpunkt bedeutet eine Kürzung des wirksamsten Teiles vom Gleitboden und damit eine Erhöhung von Wasserwiderstand und Spritzwasser. Entlüftungslöcher hinter der Stufe haben kaum meßbaren Einfluß.

Bei Zweistufenbooten dient die zweite Stufe zum Stabilisieren beim Abwassern und hat wenig Wasserwiderstand. Das Boot läuft dann auf beiden Stufen und kann nur geringe Längsschwingungen machen.

Boote und Schwimmer mit mehr als zwei Stufen werden nicht mehr gebaut, da mehr Stufen nur ein Flicken am schlechten Entwurf bedeuten. Der Winkel zwischen Gleitboden und Bootshinterteil ist für An- und Abwassern von großer Bedeutung. Bei zu kleinen Winkeln kann das Tragdeck die zum Auftrieb nötigen Anstellwinkel nicht erreichen.

Bootsquerschnitt zur Verringerung des Anwasserstoßes stark gekielt; hierbei ist jedoch Wasserwiderstand und Spritzwasserbildung am größten, daher flachere Kielung vorzuziehen. Flacher Boden nur bei kleinen Booten, bei denen man nur geringen Leistungsüberschuß hat und einen härteren Landestoß in Kauf nehmen kann.

Der Luftwiderstand eines Schwimmerpaares ist nicht viel größer als der eines älteren Fahrgestelles. Im allgemeinen ist ein Zweischwimmerflugzeug oder ein kleines Flugboot einem gleichwertigen Landflugzeug aerodynamisch unterlegen. Dagegen ist ein doppelmotoriges Flugboot einem gleichgroßen zweimotorigen Landflugzeug in den meisten Fällen aerodynamisch überlegen. Zweischwimmerflugzeuge sind hinsichtlich der Seetüchtigkeit bis zu Größen von 2 bis 3 t Fluggewicht dem Flugboot überlegen, dann ist das Boot günstiger.

Im Aufbau von Schwimmern und Flugbootkörpern kommt Metall immer mehr zur Anwendung. Der Vorteil liegt beim Metallboot und -Schwimmer. Holz saugt sich leicht voll Wasser. Bei Betrachtung der Haltbarkeit ist grundsätzlich festzustellen, daß »Holz fault, Stahl rostet und Leichtmetalle korrodieren«.

Der praktische Unterschied zwischen Holz- und Metallbau wird meist übertrieben. Im Laufe der Entwicklung sind alle denkbaren Bauweisen des Bootes versucht worden. Gehalten haben sich nur homogene Bauarten. An Booten oder Schwimmern dürfen Stellen mit sehr hoher Festigkeit nicht unmittelbar neben solchen geringer Festigkeit liegen.

Die besten Holzschwimmer dürfte Deutschland gebaut haben, die besten Holzboote England. Im Bau von Metallschwimmern und Flugbootkörpern sind Deutschland und Amerika in gleicher Weise führend.

— *H. Herrmann*, Schwimmer und Flugbootkörper; vorgetragen auf der Jahresversammlung der WGL in Düsseldorf am 17. Juni 1926; Bericht nach Korrekturfahnen und Presseauszug.

Aussprache:

Madelung berichtet über beabsichtigte Versuche an Schwimmern. Er befürwortet den Bau von Einschwimmer-Flugzeugen mit Stützschwimmern in den Flügelspitzen, wie sie in Amerika für Schulflugzeuge verwendet werden, und die mit Katapulten leicht abzuschleudern sind.

Diemer gibt an, daß der Einfluß der Kielung von der Leistungsbelastung überlagert wird. Für die Frage der Bootsform ist die Bodenlänge vor dem Schwerpunkt wichtig.

Helmboldt: Bei der Übertragung vom Modell auf die Ausführung auf Grund des Froudeschen Gesetzes rühren die Abweichungen vom Unterschied der Reynold'schen Zahlen her. Dabei steigt der Widerstand vermutlich durch ein kopflastiges Trimmoment infolge der beim Modelle verhältnismäßig größeren Reibung. Die Modelle sollten auch auf bewegtem Wasser geschleppt werden.

Von Kármán bemerkt, daß in seinem Buche »Innsbrucker Vorträge« ein Verfahren von Dulzio für den Start veröffentlicht ist, das sich auf Schwimmerflugzeuge übertragen läßt. In Aachen werden Roll- und Springversuche an einem Hilfsmotor- Segelflugzeug mit einem Einrad-Fahrgestell, das sich auf einer senkrechten Achse dreht, gemacht: diese Anordnung eignet sich vielleicht für Rennflugzeuge.

Herrmann (Schlußwort): Bei Modellversuchen muß der Anstellwinkel sich selbst einstellen, also der Schwimmer frei geschleppt werden, damit man ohne Höhensteuerung starten kann. Bisher fehlen einwandfreie Vergleiche der Flugboote verschiedener Länder. Das gekielte Boot läuft in günstigeren Wellenformen. *H.*, *E.* 61619.

Motorteile. „Flugmotoren-Vergaser müssen in jeder Flug- und Höhenlage ebenso arbeiten wie im Geradeausflug in niedriger Höhe.

Vergaserbrände müssen ausgeschlossen sein, und das Brennstoffgemisch muß gut vorgewärmt werden können.

Gleichbleibendes Gemisch bei Neigungen wird durch Vergaser mit Ringschwimmer (Palles, Schlee) erreicht, bei denen die Düse zentral angeordnet ist, oder wenn der Düseneintritt, wie beim Zenith-Vergaser, in der Mitte liegt.

Seitenschwimmervergaser erreichen für Querneigung das gleiche, wenn die Düse vor oder hinter dem Schwimmergefäß liegt. (Wegen der Fliehkräfte in Kurvenschräglage wirken aber die Längsneigungen beim Steigen oder beim Gleitflug stärker! D. Ber.)

Die Brennstoffanreicherung in größerer Höhe wird dadurch vermieden, daß auch die Luft über dem Schwimmer mit der Frischluftleitung verbunden wird und so der Brennstoff in der Höhe unter geringerem Druck steht, oder dadurch, daß mit besonderen Zusatzventilen mehr Luft angesaugt wird. Es ist auf diese Weise möglich, die Brennstoffabgabe ohne sonstige Änderungen am Vergaser um 40 vH zu verkleinern, wie dies z. B. in 8 km Höhe notwendig ist.

Die Vergasertechnik hat die Aufgabe zu lösen, bei den verschiedenen Arbeitsverhältnissen des Flugmotors den Brennstoffverbrauch soweit zu verkleinern, daß das Flugzeug mit anderen Verkehrsmitteln wettbewerbsfähig ist. Augenblicklich liegen die Verhältnisse noch so, daß der Brennstoffverbrauch um 36 vH größer ist als beim Personenauto.

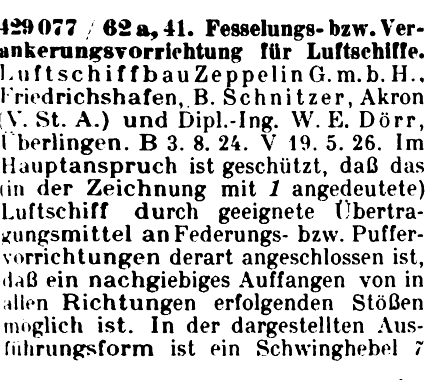
— *Wimplinger*, Die Arbeitsweise der Flugmotorenvergaser: Der Motorwagen 29, Nr. 17 vom 20. Juni 1926, S. 375 bis 377 (5 Sp., 4 Schnittzeichnungen, 2 Skizzen, 1 Schaubild). *H.* 61620.

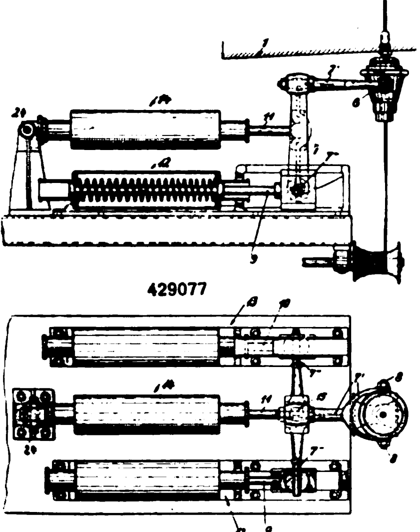


Luftfahrt-Patentschau.

Deutsche Patente.

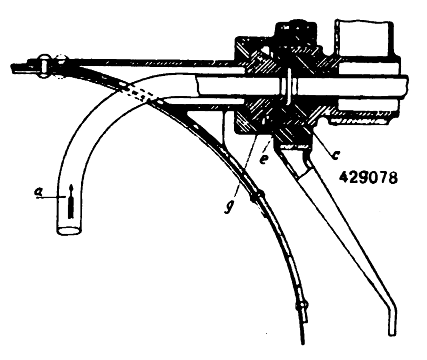
429 077 / 62 a, 41. Fesselungs- bzw. Verankerungsvorrichtung für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen, B. Schnitzer, Akron (V. St. A.) und Dipl.-Ing. W. E. Dörr, Überlingen. B 3. 8. 24. V 19. 5. 26. Im Hauptanspruch ist geschützt, daß das (in der Zeichnung mit *1* angedeutete) Luftschiff durch geeignete Übertragungsmittel an Federungs- bzw. Puffervorrichtungen derart angeschlossen ist, daß ein nachgiebiges Auffangen von in allen Richtungen erfolgenden Stößen möglich ist. In der dargestellten Ausführungsform ist ein Schwinghebel *7*




429077

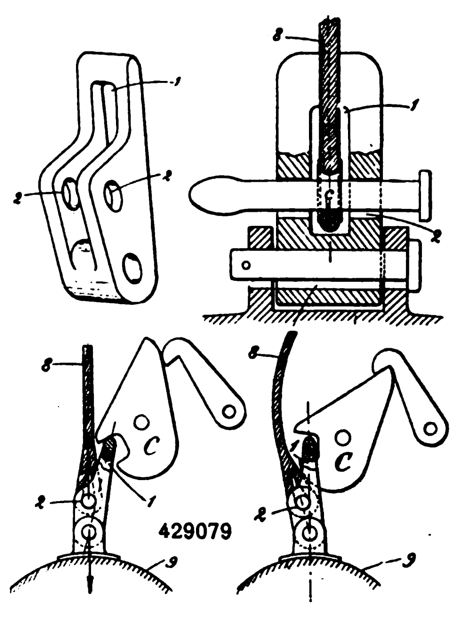
mit seinem einen Ende mittels seitlichen, quer zur Längsachse des Luftfahrzeugs sich erstreckenden Zapfen *7''* mit Hilfe von sphärischen Lagern mit den Schubstangen *9*, *10* von zwei hauptsächlich zur Aufnahme wagerechter Stöße dienenden Federungs- bzw. Puffervorrichtungen *12*, *13* gelenkig vereinigt, während eine andere Stelle *15* des Hebels mit der Schubstange *11* einer weiteren Federungs- bzw. Puffervorrichtung *14* in gelenkiger Verbindung steht, die hauptsächlich zur Aufnahme senkrechter Stöße bestimmt ist; ferner besitzt der Schwinghebel *7* an seinem einen Ende einen in der Richtung der Luftschiffslängsachse sich erstreckenden Arm *7'*, der gabelartig ausgebildet ist und das eigentliche Fesselgeschirr mittels quer zur Luftschiffslängsachse gerichteten Zapfens *8* schwingbar trägt. Die Federungsvorrichtung *14* ist mit ihrer Schubstange mittels eines Kugelgelenkes *15* an den Schwinghebel angeschlossen und am entgegengesetzten Ende um Achse *24* schwingbar gelagert.

429 078 / 63 c, 14; Zus. zu 424 606. Abwerfbarer Brennstoffbehälter für Luftfahrzeuge. E. Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde. B 15. 4. 24. V 19. 5. 26. Die Erfindung stellt eine weitere Ausbildung der Haupterfindung (vgl. »ZFM« 1926, Heft 7) dar, wonach der Benzinbehälter um einen unteren hakenförmigen Beschlag herumschwenkt, wenn seine obere Befestigungsvorrichtung gelöst wird; sie be-


429078

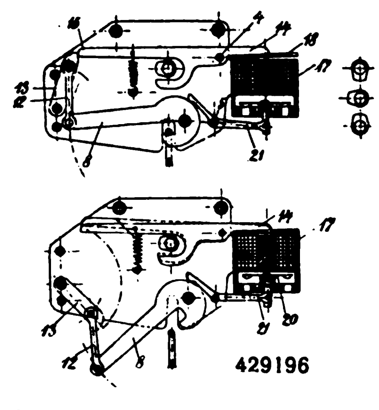
steht darin, daß durch die in an sich bekannter Weise als Bajonettverschluß ausgebildete Haltevorrichtung gleichzeitig die Brennstoffleitung *a* hindurchgeführt ist; es sind die beiden zu verbindenden Beschläge *c*, *g*, in die die Enden der Brennstoffleitung einmünden, als Dichtungskonusse ausgebildet, deren einer eine Überwurfmutter *e* trägt, die zusammen mit der Rückenfläche des Gegenkonus den Bajonettverschluß bildet.

429 079 / 62 c, 18. Anhängeschlaufe für eine Last, die an einer Abwerfvorrichtung, insbes. an Luftfahrzeugen aufgehängt werden soll. R. Alkan und G. Lesourd, Paris. B 30. 6. 25. V 18. 5. 26. Die Form der geschützten Schlaufe ergibt sich ohne weiteres aus den beiden oberen Abbildungen, ihre Wirkungsweise aus den beiden unteren Abbildungen. Sie hat folgende Wirkungen: die Schlaufe kann sich in der Ruhestellung auf die Last *9* legen; in der Anhebestellung ist das Auge *1* zum Anhaken auf den Traghaken *C* der Abwerfvorrichtung außerhalb der Anheblinie *8*, und in der Stellung des Anhakens in die Abwerfvorrichtung liegt das Befestigungsauge *2* für das Hebelseil 8 außerhalb der Senkrechten des Anhängepunktes.


429079

429 086 / 62 b, 2. Motorloses Flugzeug. J. A. Domenjoz und L. Garnier, Paris. B 8. 12. 23. V 19. 5. 26. Folgender Hauptanspruch ist gewährt worden: »Motorloses Flugzeug, gek. durch einen auf dem Flugzeugkörper angeordneten Mast, der dem Hissen, Herunterholen und der Einstellung eines Segels mit Bezug auf die Längsachse des Flugzeuges zur Nutzbarmachung von Windströmen dient.« Die Wirkungsweise stellen sich die Urheber folgendermaßen vor (wörtlich entnommen): »Angenommen, das Flugzeug befände sich, und zwar ohne Anwendung des Segels, in einer gewissen Höhenlage, und der Flugzeugführer beabsichtigt herabzugehen, dann fliegt er zunächst im horizontalen Schwebeflug und bekommt eine Geschwindigkeit in der horizontalen Richtung, welche abhängig ist von der jeweiligen Windrichtung. Wenn er in diesem Augenblick, wo der Apparat eine bestimmte Geschwindigkeit besitzt, das Segel hißt, so ändert er die Bedingungen der horizontalen Verschiebung und kann anstatt der auf Kosten des Höhenverlustes sich ergebenden vertikalen Verschiebung den Wind nutzbar machen, um seine horizontale Verschiebung zu vergrößern.« (??— So etwa haben sich unsere Großväter in ihrer Jugend den »Segelflug« vorgestellt! Ref.)

429 196 / 62 c, 18. Vorrichtung zum Abwerfen von Lasten insbes. von Luftfahrzeugen aus. R. Alkan und G. Lesourd, Paris. B 16. 2. 24. V 20. 5. 26. Die Erfindung bezieht sich auf solche Abwurfvorrichtungen, bei denen ein von einem Elektromagneten beeinflußter Sperrhebel unter Zwischenschaltung beweglicher Glieder den Lasthebel sperrt und bei Stromschluß freigibt. Der Schutz erstreckt sich darauf, daß der Lasthebel *8* durch zwei Lenker *12* mit einem Nockenhebel *13* gelenkig verbunden ist, dessen Ende von dem freien Ende *15* des Sperr- und Auslösehebels *14* abgestützt wird; letzterer trägt am äußeren Ende einen


429196

Anker *18*, der von einer Spule *17* beeinflußbar ist. Unter dieser Spule ist ein elektrischer Unterbrecher *20* angeordnet, der ein Signalorgan zum Anzeigen der Arbeitsbereitschaft der Vorrichtung schaltet, unter Betätigung eines Winkelhebels *21*, dessen freies Ende sich auf die runde Umfläche des Lasthebels stützt und damit die Verbindung des gesamten Gelenksystems schließt.



Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1578740. J. **Kurellic,** New York. Motor-cycle hydroplane. B 12. 3. 25. V 30. 3. 26.
Fahrrad-Flugmaschine mit vom Motor angetriebener Luftschraube.

A. 1578833. A. **Kögler,** San Francisco. Flying machine. B 10. 6. 25. V 30. 3. 26.
Hubschrauber mit gegenläufigen Schrauben.

A. 1579370. H. E. **Krammer,** New York. Control mechanism for aeroplanes. B 16. 2. 24. V 6. 4. 26.
Steuervorrichtung (pneumatisch und elektromagnetisch) für Flugzeuge.

A. 1579386. C. W. **Newson,** Salt Lake City. Aeroplane. B 24. 9. 24. V 6. 4. 26.
Klappen- und Höhenruder-Anordnung für Flugzeuge.

A. 1579473. C. **Dahl** (Ass.: R. N. **Burton**), Chicago. Kite structure. B 13. 6. 24. V 6. 4. 26.
Drachenaufbau.

A. 1579654. A. J. **Harpstrite** (Ass.: F. A. **Harpstrite**), Los Angeles. Combination air, land, and water plane. B 12. 11. 24. V 6. 4. 26.
Flugmaschine.

A. 1579655. A. J. **Harpstrite** (Ass.: F. A. **Harpstrite**), Los Angeles. Combined air, land, and water craft. B 27. 1. 25. V 6. 4. 26.
Flugmaschine.

A. 1579656. A. J. **Harpstrite** (Ass.: F. A. **Harpstrite**), Los Angeles. Air land, and water craft. B 28. 4. 25. V 6. 4. 26.
Flugmaschine.

A. 1579684. H. J. **Williams,** Brevard, N. C. Resisting safety lander for aerial machines. B 3. 9. 25. V 6. 4. 26.
Flugzeug mit zwangsmäßig entfaltbarem Fallschirm.

A. 1579905. P. G. **Zimmermann** (Ass.: **Aeromarine Plane and Motor Cy**), New York. Aeroplane structure. B 11. 7. 23. V 6. 4. 26.
Metallkonstruktion einer Höhenruderfläche.

A. 1580004. A. **Bradford,** Portland, Oreg. Airship. B 29. 5. 25. V 6. 4. 26.
Luftschiff nach dem Prallsystem.

A. 1580082. D. **Ubarra,** Zurita, Mexiko. Motor for aircrafts. B 4. 2. 25. V 6. 4. 26.
Schmiersystem für Flugmotoren.

A. 1580182. E. **van Valkenberg,** Monroe (Ass.: O. **Silverstein,** Spokane), Wash. Dirigible airship. B 27. 4. 25. V 13. 4. 26.
Luftschiff-Tragkörper mit Doppelhülle, deren Mantelraum von einem vor dem Bug liegenden Ventilator über regelbare Zutrittsklappen mit Kühlluft beschickt wird.

A. 1580301. E. **Johnson,** Wash. Airplane powder-dusting apparatus. B 4. 2. 26. V 13. 4. 26.
Einrichtung zur Pulverzerstäubung; das Pulver wird von einem Trichter aus mittels stromender Luft Venturirohren zugeführt, die an der Hinterkante des Flugzeug-Unterdecks münden.

Amerika

A. 1580577. E. K. A. **Baumann,** Stuttgart. Aeroplane. B 26. 11. 23. V 13. 4. 26.
Tragfläche, deren Unterseite in der Nähe der Seitenkanten mit zum mittleren Teil symmetrischen Schlitzen zur Verminderung von Wirbelbildung versehen ist.

A. 1580902. B. **Kaczorowski,** Yonkers, N. Y. Aeroplane landing device. B 9. 7. 25. V 13. 4. 26.
Mittels Gastragkörpers hochlaßbare Plattform für Landungszwecke.

A. 1580950. W. **Boesche,** Plymouth, Pa. Aircraft. B 24. 4. 25. V 13. 4. 26.
Lenkbares Luftfahrzeug mit flacher Gastragkörper-Unterseite.

A. 1581147. O. B. **Whitaker** (Ass.: **Sperry Gyroscope Cy**), Brooklyn, N. Y. Automatic steering device. B 28. 12. 23. V 20. 4. 26.
Selbsttätige Steuereinrichtung für Luftfahrzeuge, die gestattet, wiederholt einen neuen Kurs anzusetzen.

A. 1581183. H. A. **Duncan,** Coffeyville, Kans. Aeroplane control means. B 23. 10. 25. V 20. 4. 26.
Steuerhebel mit Universalgelenk.

A. 1581336. C. P. **Ellithorpe,** Chicago, Ill. Airship. B 16. 2. 25. V 20. 4. 26.
Luftschiff mit den Tragkörper wagerecht durchdringender Luftschraubenrohre.

A. 1581415. A. **Adamczik,** Kowno. Landing apparatus of aircraft. B 13. 12. 23. V 20. 4. 26.
Landegestell für Flugzeuge, bestehend aus einem Schneeschuh in Verbindung mit einem ihm gegenüber senkrecht beweglichen Räderpaar.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 602807. H. E. S. **Holt.** Perfectionnements aux dispositifs pour changer des sacs postaux ou autres colis sur les navires aériens. B 18. 5. 25. V 1. 4. 26.
Lastaufnahme mit Angelhaken; der Last kann zuvor eine Geschwindigkeit gegeben werden.

F. 602812. Irving Airchute Cy., Inc. Paquetage pour parachutes. B 27. 6. 25. V 1. 4. 26.
Verpackungsgerät für Fallschirme.

F. 602818. R. G. **Joly.** Automobile aérienne et d'hydraviation à carburation nationale. B 7. 7. 25. V 1. 4. 26.
Eine Flugmaschine »für alle Brennstoffe«.

F. 602970. A. **Santinacci.** Ailette propulsive à renversement automatique pour l'ascension verticale des avions, aéroplanes, nacelles et objets quelconques. B 7. 9. 25. V 6. 4. 26.
Wendeflügel.

F. 603004. M. M. **Titterington.** Perfectionnements aux inclinomètres. B 8. 9. 25. V 7. 4. 26.
Neigungsmesser mit Pendel und Kreisel.

Frankreich

F. 603007. H. J. L. **Beaudoin.** Avion perfectionné inchavirable. B 9. 9. 25. V 7. 4. 26.
Hubschrauber mit verstellbaren Flügeln.

F. 603100. P. J. P. **Ratier.** Hélice métallique. B 11. 9. 25. V 8. 4. 26.
Metall-Luftschraube mit federnden Austrittskanten.

F. 603150. E. N. **Todd** und O. W. **Sterling.** Appareil pour déterminer l'altitude atteinte en aéroplane. B 15. 9. 25. V 9. 4. 26.
Drahtloser Sender, mit einem Fallschirm herabgeworfen, sendet bei Auftreffen auf den Boden Wellen aus.

F. 603167. D. **Riabouchinski.** Sustentateurs propulseurs à girouette excentrique. B 15. 9. 25. V 10. 4. 26.
Asymmetrischer Rotor mit Magnuseffekt; Drehkörper mit Tragflächenprofil.

F. 603214. M. **Funereau.** Perfectionnements aux aéroplanes, aviettes et hélicoptères. B 17. 9. 25. V 12. 4. 26.
Dreieckförmige, nach unten offene Kanäle längs des Rumpfes.

F. 603242. B. A. **Planche.** Parachute pour avions. B 18. 9. 25. V 12. 4. 26.
Fallschirm; im Gipfel einer großen eine kleinere Kalotte.

F. 603258. L. **de Monge.** Perfectionnements aux roues élastiques. B 17. 6. 25. V 12. 4. 26.
Radspeichen aus einem durchlaufenden endlosen Gummiband.

F. 603293. C. R. **Fairey.** Perfectionnements aux amortisseurs de chocs, spécialement ceux en usage sur les avions. B 3. 8. 25. V 12. 4. 26.
Eine Reihe von Gummibällen im Rohr als elastisches Element.

F. 603331. A. **Gouet.** Ceinture à bretelles à dégrafage automatique pour aviateurs et aéronautes. B 25. 8. 25. V 13. 4. 26.
Leicht lösbarer Gurt für Luftfahrer.

F. 603459. M. **Finat.** Perfectionnements apportés aux engins de locomotion aérienne. B 21. 9. 25. V 16. 4. 26.
Telephonanlage auf Flugzeugen mit Lautsprechern, um sich nach außen akustisch verständigen zu können.

F. 603481. Société des Etablissements **Palladium.** Procédé de fixation des flasques de roues de trains d'avions et enveloppe de pneumatique permettant l'application de ce procédé. B 22. 9. 25. V 16. 4. 26.
Befestigung der Radverkleidung am Pneumatik.

F. 603 534. J. B. **Romagnac.** Voilure et commandes d'un avion à faible puissance à incidence et surface variables. B 26. 6. 25. V 17. 4. 26.
Schwingenflugzeug mit elastischen, verstell- und änderbaren Flügeln.

F. 603540. H. **Junkers.** Charpente de construction pour appareils volants. B 15. 7. 25. V 17. 4. 26.
Lehre für den Zusammenbau von Flugzeugen.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

17. Heft 14. September 1926 17. Jahrgang

Flugmeteorologische Streckenerfahrungen aus dem nordwestlichen Deutschland.

Von Heinrich Seilkopf.

Dem Seefahrer stehen Segel- und Dampferhandbücher sowie Monatskarten der Ozeane zur Verfügung, aus denen er Wind- und Nebelverhältnisse in Durchschnitts- und Häufigkeitswerten entnehmen kann. Sie gehören zum Bestande navigatorischer Hilfsmittel an Bord. Die Monatskarten sind seit Jahren als »Übersegler« im Gebrauch, auf denen Tag für Tag Position und Kurs eingetragen werden, so daß in den Quadratfeldern längs des Kurses Wind, Wetter und Strömung ohne weiteres abgelesen werden können. Für die Luftfahrt fehlt Entsprechendes noch. Ein Ziel des Flugwetterdienstes muß es daher sein, neben der täglichen Beratung des Luftverkehrs Beobachtungen zu sammeln, die als Grundlagen für zusammenfassende Arbeiten im Sinne von Segelhandbüchern für den Luftverkehr dienen können.

Im Bereiche des Flugwetterdienstes der Deutschen Seewarte in Hamburg sind seit 1921 Erfahrungen und Beobachtungen über die Witterungsverhältnisse längs der beratenen Flugstrecken gesammelt worden. Wesentlich intensiver konnten wetterkundliche Erfahrungen seit Beginn des Sommerluftverkehrs 1924 gewonnen werden, als die Seewarte auf dem Flughafen Hamburg-Fuhlsbüttel zur persönlichen fachmeteorologischen Beratung von Flugleitern und Flugzeugführern eine Flugwetterwarte einrichtete. Im Sommer 1924 wurde sodann im Wetterdienstbezirke Hamburg auf dem Flugplatz Hannover-Vahrenwalder Heide eine weitere Flugwetterwarte aufgestellt und Ende 1925 der Flugwetterdienst in Stettin von der Seewarte übernommen. Über wetterkundliche Erfahrungen an den von genannten drei Wetterwarten beratenen Flugstrecken soll im folgenden berichtet werden; der Berichterstatter war an allen drei Stellen tätig. Das Gebiet umfaßt das nordwestliche und einen Teil vom mittleren Deutschland; es wird begrenzt durch die Endpunkte der von Hamburg und Hannover ausgehenden Fluglinien, nämlich Stettin—Berlin—Leipzig—Frankfurt. Über Deutschland hinaus umfaßt es die großen internationalen Luftwege von Hamburg nach Kopenhagen—Malmö und Amsterdam sowie Berlin—Amsterdam.

Die meteorologischen Streckenerfahrungen beruhen zum größten Teile auf den Berichten der Flugzeugführer über das während des Fluges angetroffene Wetter. Eine Zeitlang ist versucht worden, von den Flugzeugführern selbst schriftliche Angaben hierüber zu erhalten, gleich auf den mitgegebenen, mit Streckenbeobachtungen und Streckenvorhersage versehenen Wetterzetteln, so daß ein unmittelbarer Vergleich zwischen diesen und dem tatsächlich angetroffenen Wetter möglich wäre. Allein nur in wenigen Fällen sind solche Angaben direkt eingegangen. Während des Fluges lassen Steuerung und Ortung in der überwiegender Mehrzahl der Fälle nicht zu, daß der Führer noch nebenbei Aufzeichnungen über Wolkenhöhen und Sichtweiten oder dergleichen macht; bei Maschinen mit mehreren Führern und entsprechendem Motorenpersonal wäre dies vielleicht möglich. Und nach der Landung ist der Führer meist froh, nach Erledigung der notwendigsten schriftlichen Formalitäten sich etwas Erholung gönnen zu können; häufig folgt nach kurzer Zeit der Weiterflug. Viel ergiebiger ist das Verfahren, den diensthabenden Meteorologen bei der Landung nach den Wetterverhältnissen während des Fluges fragen zu lassen, wobei eine kurze Aussprache zwischen Flugzeugführer und Flugplatzmeteorologen über besondere Witterungserscheinungen und Luftzustände das meteorologische Verständnis des Führers wie das fliegerische Verständnis des Meteorologen fördern kann. Dabei ist jedoch zu berücksichtigen, daß namentlich bei zweifelhaftem Wetter zwei gleichzeitig auf gleicher Strecke geflogene Führer zuweilen einen recht verschiedenen Eindruck vom Wetter haben. Der eine berichtet von »noch ganz gutem« Wetter, während der andere stärkere Regenböen und tiefere Wolken als Erschwerung seines Fluges empfunden hat. Wolkenhöhe, Sichtweite, Niederschläge, Windrichtung und -stärke sind meßbare Größen. Ihre Zusammenfassung zu dem Begriff »Wetter« ist eine durchaus subjektive Leistung. Für den Führer wie für den Meteorologen. Bei größerem Beobachtungsmaterial und kritischer Sichtung gelingt es jedoch, ein hinreichend zuverlässiges Bild zu erhalten. Differenzen in den Angaben über das Wetter können aber wohl begründet sein, wenn beide Führer die Strecke in entgegengesetzter Richtung beflogen haben. Hierbei kann das Wetter in bezug auf den Flug ganz verschieden sein. Bei dunstigem Wetter ist es etwas anderes, wenn man die Sonne von vorn hat und der helldurchleuchtete blendende Dunst jede Sicht schräg voraus nimmt, als wenn man die Sonne im Rücken hat. Und bei böigem Wetter ist die Beeinflussung des Flugzeuges oft sehr verschieden, je nachdem es in Richtung der mit eigener Bewegung sich fortpflanzenden inneren Bewegungszustände der Luft fliegt oder gerade entgegengesetzt[1]).

Zu diesen Beobachtungen der Flugzeugführer treten die Meldungen des Flugwetterdienstes, dessen Beobachtungsnetz im Laufe der Jahre mehr und mehr verdichtet und den Anforderungen des Luftverkehrs angepaßt wurde.

Zwischen den Beobachtungen der Bodenstationen und den Berichten der Führer zeigen sich indessen zuweilen erhebliche Unterschiede, ganz abgesehen von den zeitlichen Änderungen des Wetters zwischen Beobachtungszeit und Flugzeit. Auch diese Differenzen sind durchaus begründet: Die Beobachtungen der Führer haben die Flughöhe von meist einigen Hektometern, die der Meldestellen die Erdoberfläche als Bezugsfläche. Die Forderung, die Bodenbeobachter so melden zu lassen, daß ihre Angaben dem tatsächlich während des Fluges angetroffenen Wetter entsprechen, ist daher nicht streng erfüllbar. Besonders wichtig für den Luftverkehr sind die Meldungen von Sichtweite und Wolkenhöhe. Der Bodenbeobachter meldet die horizontale Sichtweite. Die Messung der Vertikalsicht nach der Wigandschen Methode ist ein zeitraubender, geübte Beobachter und erhebliche instrumentelle Ausrüstung erfordernder physikalischer Versuch und daher im Beobachtungsnetz nicht durchführbar. Der Flugzeugführer hat es aber streng genommen weder mit der einen noch mit der anderen zu tun, denn seine Sicht schräg voraus nach unten hängt von der Kontrastsichtigkeit des gerade angepeilten Objekts und der Beleuchtung des dazwischenliegenden, vertikal meist unstetig verteilten Dunstes ab. Bei der Angabe der unteren Wolkengrenze ist zu berücksichtigen, daß sie namentlich bei tiefliegenden Wolkendecken selbst im Flachlande durchaus keine ebene Fläche ist, sondern auch im Verhältnis zum Erdboden infolge von örtlichen Änderungen der Strömungs-, Temperatur- und Feuchtigkeitsverhältnisse erhebliche Schwankungen längs der Flugstrecke aufweisen kann, die in den Meldungen der Streckenstationen nicht in Erscheinung zu treten brauchen, selbst wenn diese stets einwandfreie Wolkenhöhenmessungen liefern würden.

Zu Führer- und Bodenbeobachtungen kommen ferner die Beobachtungen auf einer Anzahl von Flügen des Berichterstatters in dem oben abgegrenzten Gebiete. Gesammelt wurden und werden all diese Erfahrungen in Tage-

[1]) K. Wegener, Wissenschaftliche Flugergebnisse. Z. f. M. 1924, S. 12.

büchern, die an den drei genannten Flugwetterwarten der Seewarte geführt werden. Sie haben sich nicht nur als Sammlung von Beobachtungsmaterial, sondern auch für Auskünfte und Rückfragen bewährt. Aus dem Hamburger Tagebuch sind bereits einige Beispiele aus der Praxis der täglichen Flugberatung von Professor Castens[1]) an anderer Stelle veröffentlicht worden. An dieser Stelle sei zunächst auf die örtlichen Witterungserscheinungen an den in Frage kommenden Flugstrecken eingegangen.

Hamburg—Westerland.

Die Strecke führt von Hamburg aus in nordwestlicher Richtung zunächst parallel der unteren Elbe. Zwischen der Stör, einem kleinen Nebenfluß der Elbe, und dem Kaiser-Wilhelm-Kanal trifft sie etwa zwischen Itzehoe und Hademarschen auf Hügel, die zwar nur bis 72 m Höhe dort ansteigen, sich aber ziemlich unvermittelt aus der ganz flachen Marsch im Westen und Süden erheben. Dieses Hügelgelände, so gering die Höhenunterschiede an sich sind, macht sich bei allgemein sehr niedriger Wolkendecke schon recht unangenehm bemerkbar; häufig kommen gerade dort die Wolken bis unten herunter. Bereits am 28. 6., 17. 7. und 24. 7. 1922 wurden dort Flugzeuge zur Umkehr nach Hamburg gezwungen, das gleiche widerholte sich am 5. 9. 1925; der Flugzeugführer gibt als untere Wolkengrenze im dortigen Gebiet 25 bis 50 m an, während über dem Elbtal die Wolken zwischen 100 und 300 m hoch liegen. Offenbar erklärt sich die Senkung der Wolkengrenze durch Stau und verstärktes Aufsteigen der über Unterelbe und die ganzen flachen Marschen mit geringer Reibung strömenden feuchten Luftmassen.

Die Flugstrecke erreicht die Marschlandschaft an der unteren Eider. An Stelle des durch wechselnde Bodenreibung und wechselnde Erwärmung ausgezeichneten Hügelgeländes des Geestrückens tritt ganz flaches Wiesengelände, das nur geringe Temperaturunterschiede aufweist. Infolgedessen wird hier die durch Bodenreibung und Temperaturunterschiede bedingte Luftunruhe wesentlich geringer, häufig ist bis zu großen Höhen hinauf der Unterschied zu merken.

In diesem Gebiet gabelt sich die Flugstrecke in eine Schlechtwetter- und eine Gutwetterstrecke. Bei ungünstiger Witterung wird längs der Küste bis Dagebüll geflogen, um das Wattenmeer an der schmalsten Stelle zu überspringen und auf die südöstliche Halbinsel Morsum von Sylt zuzuhalten. Gestattet die Wetterlage, namentlich die Wolkendecke das Aufsuchen größerer Höhen, so wird über das Wattenmeer Kurs auf Westerland geflogen.

An den nordfriesischen Inseln im letzten Abschnitt der Flugstrecke machen sich infolge der vorherrschenden südwestlichen bis westlichen Winde, denen Westerland seinen bevorzugten Wellenschlag verdankt, Aufwinderscheinungen verstärkt bemerkbar; namentlich an der Westküste von Sylt, die durch hohe, parallel zum Strande verlaufende Dünenzüge ausgezeichnet ist. Leichtere Maschinen sind über den Dünen mit sehr stark gedrosseltem Motor durch den Aufwind getragen im Horizontalflug zu halten. Von der Küste von Amrum gilt ähnliches, wenn auch infolge der geringeren Entwicklung der Dünenzüge dort der Aufwind im allgemeinen nicht so stark wie auf Sylt entwickelt sein dürfte. Häufig ist die Aufwindzone durch eine Reihe von Haufenwolken gekennzeichnet, die über den Dünen steht. Dreht, wie an Tagen mit schwachem allgemeinen Luftdruckgefälle, an denen unten Seewind, oben aber entgegengesetzte Strömung vom Lande zur See herrscht, jedoch der Wind in der Höhe auf östliche Richtungen, so wird die Aufwindzone in ihren oberen Teilen deformiert; die Cumuluswolken treiben auf See hinaus und trocknen rasch ab. Aber nicht nur über Sylt und Amrum zeigen sich Aufwindwolken, sondern auch über Föhr und in geringerem Maße über Pellworm; beides ganz flache, im wesentlichen mit grünem Wiesengelände bedeckte Inseln. Während bei Sylt und Amrum mechanischer und vielleicht zusätzlich auch thermischer Aufwind zur Erklärung der Aufwindwolken genügen könnte, kommt bei Föhr nur Reibungsaufwind[1]) in Frage; die Erwärmung des feuchten, niedrigen Wiesenlandes kann nur gering sein und zu thermischem Aufwind nicht ausreichen. Föhr liegt aber ungefähr östlich der Lücke des Vortrapptiefs zwischen Sylt und Amrum. Während an der Dünnenküste von Sylt und Amrum bei westlichen Winden die Horizontalkomponente des Windes eine Verminderung erleidet, strömt der Wind in der Lücke zwischen beiden ungehindert weiter und trifft auf die breit vorgelagerte Insel Föhr, wo nun lediglich durch den Reibungsunterschied vom Übergang von See auf Land eine Bremsung, ein Aufwölben der Stromlinien eintritt (Abb. 1 und 2). Am 24. 9. 1921 hatte ich Gelegenheit, auf einer leichten LVG-C VI-Maschine unter Führung von Herrn Raab die mächtige Wolkenkappe über Föhr nahe der unteren, in 500 m gelegenen Grenze zu durchfliegen. Im Gegensatz zu der sonst in Cumuluswolken zu beobachtenden starken Turbulenz waren in der Wolke keine Böen zu bemerken, ein Zeichen, daß die stehende Hinderniswolke in nahezu laminarem Stromlinienfluß durchströmt wurde.

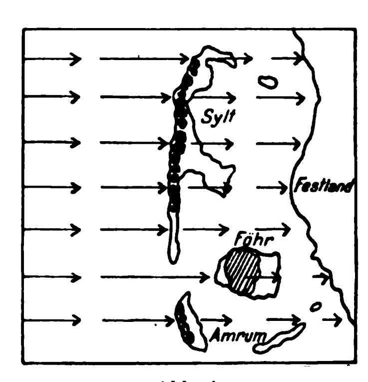


Abb. 1.

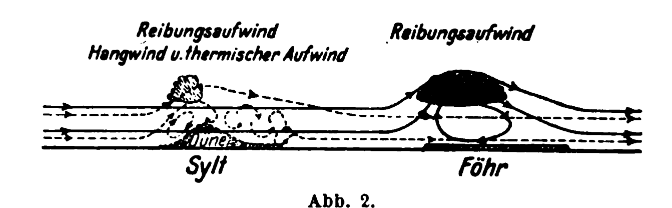


Abb. 2.

Hamburg—Kiel—Flensburg.

Die Strecke trifft westlich von Segeberg auf Hügelgelände, das nach Osten zu sich zur holsteinischen Seenplatte erhebt und bei dem sich bei niedrigen Wolkendecken die gleichen Schwierigkeiten ergeben wie an der Westerlandstrecke bei Itzehoe und wie sie bei der Kopenhagenstrecke noch näher behandelt werden sollen.

Im Gebiet der Kieler und Flensburger Förde ist es in den unteren Luftschichten häufig sehr böig, wenn Winde westlicher Richtung über die Höhenzüge des Landrückens streichen, Leewirbel ausbilden und dann über den Wasserflächen der Förden infolge verminderter Reibung eine Beschleunigung erfahren. Die tiefeinschneidende Schlei und der Endpunkt der Fluglinie, Flensburg, sind durch große Nebelhäufigkeit ausgezeichnet. Nach Hellmann[2]), Der Nebel in Deutschland, weist Flensburg im Mittel im Jahre

[1]) S. Castens, Aus der Praxis des Hamburger Flughafenmeteorologen. Ann. d. Hydr. u. M. Met. 1924. S. 241 bis 244.

[1]) Vgl. W. Georgii, Z. f. M. 1923, S. 1, und 1925, S. 105 bis 108, und H. Koschmieder, ZfM. 1924, S. 258

[2]) Hellmann, Der Nebel in Deutschland. Sitzungsbericht der Preuß. Akad. d. Wissenschaft 1921, Heft LII, S. 303.



57,7 Tage mit Nebel auf, während die von Hellmann untersuchten anderen Beobachtungsstationen des nördlichen Teils der Provinz Schleswig-Holstein nur 30 bis 40 Nebeltage im langjährigen Durchschnitt verzeichnet haben (siehe Abb. 3). Im Luftverkehr sind häufig bei dem

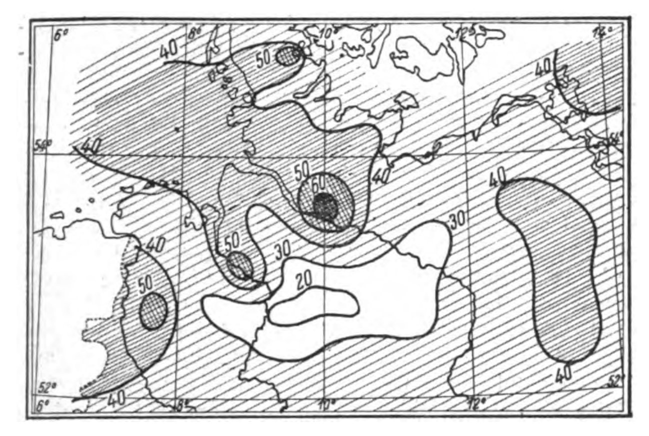


Abb. 3.

Morgenstart in Flensburg Startverzögerungen infolgedessen zu verzeichnen. Ob die große Nebelhäufigkeit von Flensburg nur auf den zusammenwirkenden Einfluß von Meeresbucht und Hafenstadt zurückzuführen ist, wie Hellmann annimmt, oder ob noch andere Ursachen mitwirken, bedarf noch der Untersuchung.

Hamburg—Kopenhagen.

Zwei Gebiete sind es, die an dieser Strecke besonders häufig Schlechtwetter aufweisen: der holsteinische Landrücken mit seinen eingesprengten zahlreichen Seen im Abschnitt Segeberg-Plön-Eutin und das Hügelgelände im südlichen Seeland, nordwestlich der Faxöbucht, etwa in dem Dreieck Kjöge-Naestved-Praestö, mit den höchsten Erhebungen bei Stavnstrup. Zunächst sind in beiden Gebieten bei Böenwetter die Regenböen wesentlich verstärkt. Das Hügelgelände, das in Ostholstein mit seiner höchsten Erhebung bis 164 m, in Südseeland bis 120 m ansteigt, verstärkt die Vertikalkomponenten der Austauschströmungen; auf den Luvseiten der Hügel erfolgt verstärktes Aufsteigen und daher vermehrter Niederschlag. So unangenehm die dabei auftretenden Vertikalbewegungen der Luft für den Flug sein können, so bieten sie doch kein Hindernis. Für die Durchführung des Luftverkehrs ist es von wesentlich größerer Bedeutung, daß beide Gebiete auch durch größere Nebelhäufigkeit ausgezeichnet sind. Vor Einrichtung eines Flugsicherungsdienstes haben oft genug Maschinen infolge von Nebel dort umkehren oder notlanden müssen. Und noch bis vor kurzem haben von Kopenhagen bzw. Malmö ohne meteorologische Beratung startende Maschinen infolge von Nebel erhebliche Schwierigkeiten gehabt. So beispielsweise am 26. 10. 1925 ein früh in Malmö gestartetes Junkers G 23-Flugzeug, das über Seeland Nebel traf und nach Kopenhagen zurückkehrte. Um 10^{30} a. m. startet es erneut, muß jedoch abermals umkehren; erst nachmittags hat sich der Nebel so weit aufgelöst, daß die 1^{30} p. m. zum dritten Male gestartete Maschine nach Hamburg durchkommt. Ein weiteres Beispiel bietet der 23. 7. 1924, an dem eine von Malmö-Kopenhagen anfliegende Maschine infolge des Nebels kehrtmachen und bei hinzutretender Magnetstörung im Nebel südlich Roeskilde notlanden mußte. Das in Hamburg sonst 9 a. m. planmäßig startende Flugzeug blieb hingegen im Abflugshafen liegen. Erst 11^{15} a. m. konnte von Meteorologen der Rat zum Starten erteilt werden, obwohl in Seeland gegen Mittag Wetterverschlechterung eintrat; da der Nebelstreifen aber sich nordostwärts verschob, war mit erheblicher Besserung beim Eintreffen des Flugzeugs zu rechnen. Der Flugzeugführer traf auch keinen Nebel mehr an, nur noch zeitweise niedrige Wolkenfetzen. In Kopenhagen dagegen wartete man ab, bis er durchkam, und ließ erst dann das planmäßige Mittagsflugzeug mit mehr als dreistündiger Verspätung nach Hamburg starten. Noch am 28. IV. 1926 mußten sämtliche von Kopenhagen bzw. Malmö anfliegenden Maschinen an der deutschen Küste infolge von Nebel notlanden, während die Gegenflugzeuge in Hamburg zurückgehalten wurden.

Die größere Nebelhäufigkeit des ostholsteinischen und südseeländischen Hügelgeländes erklärt sich zunächst daraus, daß die Erhebungen beider Gebiete schon hoch genug sind, um bei der im Küstengebiete häufig nur geringen Wolkenhöhe gelegentlich in Decken von Stratuswolken einzutauchen. Tritt dieser Fall schon bei Windstille ein, so ist bei bewegter Luft zuweilen festzustellen, daß mit Annäherung an das Hügelgelände die Wolkenunterfläche sich senkt; über den Hügeln ist sie auch absolut niedriger als über dem Flachlande. Es werden dann auf der Luvseite Luftmassen mechanisch zum Aufsteigen gezwungen, die dabei längs der Stromlinien adiabatisch abgekühlt werden. Das ganze Hügelgelände ist außerdem infolge der Reibungsunterschiede von einer Zone turbulenter Luft überlagert, in der sich ebenfalls adiabatisches Temperaturgefälle einstellt. Über dem Flachlande im Bereiche ungestörten Stromlinienverlaufs ist hingegen das vertikale Temperaturgefälle geringer, so daß Taupunkt und Kondensationshöhe dort höher liegen als in Luftmassen adiabatischen Temperaturgefälles (Abb. 4).

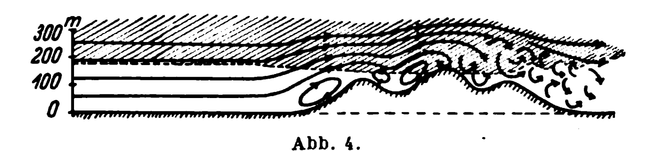


Abb. 4.

Daneben kommen auch Fälle mit echtem Wogennebel im Sinne von Georgii[1]) vor, bei denen über kältere, dichtere Luftmassen unten wärmere, weniger dichte darüber strömen, so daß Wogenbildung an der Schichtgrenze stattfindet und bei Sättigung dicht unterhalb der Schichtgrenze die Hebung der Luft im Wellenberg die Kondensation einleitet. In diesen Fällen wirkt das Hügelgebiet dadurch nebelvermehrend, als die Erhebung des Geländes die Schichtgrenze nahe an die Erdoberfläche bringt und das erzwungene Auf- und Absteigen der Stromlinien im Hügelgelände die Vertikalbewegungen von der Schichtgrenze vergrößert (Abb. 5).

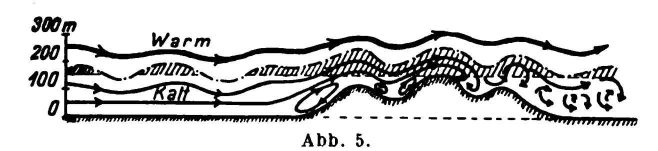


Abb. 5.

Eine weitere Reihe von Nebeln in den betrachteten Gebieten erweisen sich als Mischungsnebel[2]). Zwei entgegengesetzte Luftströme verschiedener Temperatur und Feuchtigkeit — ein gesättigt feuchter, warmer und trockener kalter oder ein gesättigt kalter und trockener warmer — durchdringen und mischen sich, so daß Kondensation der gesamten sich mischenden Luftmasse mit erheblicher Vertikalerstreckung eintritt. Längs der Front, der Konvergenzlinie beider Luftströme im Stromlinienfelde, zeigt sich dann ein Nebelstreifen. Einen derartigen Fall stellt der bereits erwähnte 24. 7. 1924 dar. Der in Kopenhagen um 8^{30} a. m. nach Hamburg gestartete Flugzeugführer Funk berichtet, zunächst eine flache Dunstschicht, von der Kjöge-Bucht an eine flache Nebelschicht überflogen zu haben. Weiter südlich traf er dann auf eine aus dem unteren

[1]) W. Georgii, Die Ursachen der Nebelbildung. Annalen der Hydrographie und Maritimen Meteorologie 1920, S. 250.
[2]) Ebenda, S. 253.



Nebel herauswachsende Nebelwand, die bis wenigstens 2000 m emporreichte und deren Front etwa vom Fäxö-Ladeplatz bis Naestved reichte. An dem Notlandeplatz bei Roeskilde gingen dann zwischen 9 und 10 a. m. bei leichtem Nebel zwei Regenschauer nieder, ein Beweis, wie verwickelt die Vorgänge an einer derartigen Front sein können. Während an einer Stelle der Front die warme und kalte Luft sich vollständig durchdringend mischt und einen hochreichenden Mischungsnebel erzeugt, schiebt sich in geringer Entfernung davon die kalte unter die warme und veranlaßt durch Hebung der warmen Luft die Bildung von Regenschauern. — Da diese Mischungsnebel in den meisten Fällen wandernden Fronten angehören, sind sie für einen bestimmten Streckenabschnitt nur verhältnismäßig rasch vorübergehende Erscheinungen. Die typischen Nebelgebiete der Kopenhagenstrecke — Ostholstein und Südseeland — wirken jedoch auch bei den Mischungsnebeln nebelverstärkend, denn bei den starken Höhenunterschieden der Hügelgelände und der rasch wechselnden Reibung bei wiederholtem Übertritt von Land auf Wasser und umgekehrt müssen in den untersten Luftschichten sehr verwickelte Luftbahnen zustande kommen, die eine reichere Durchmischung der Luftmassen bedingen. Infolgedessen ergibt sich die schwierigste Lage dann, wenn ein Flugzeug gerade in den genannten beiden Streckenabschnitten die Front zu passieren hat.

Hamburg—Stettin.

Nachdem die südlichen Ausläufer des ostholsteinischen Hügelgeländes etwa bei Trittau überflogen sind, die ähnliche Verhältnisse wie das Gebiet um Eutin aufweisen, kommt als nächstes Gebiet mit ungünstigeren Wetterbedingungen die mecklenburgische Seenplatte, deren zahlreiche, zwischen Hügel eingelagerte Seen und große Waldungen in vielen Fällen zu verstärkter Dunst- und Nebelbildung Anlaß geben. Ganz besonders zeichnen sich hierin die großen Wasserflächen des Plauer Sees und des Müritzsees im Süden der Flugstrecke aus. Am 30. 11. 1925 konnte ich beobachten, wie über den mecklenburgischen Seen die an der übrigen Strecke 100 bis 150 m hohe Wolkendecke so tief herabhing, daß sie unmerklich überging in die aufsteigenden Flocken und Schwaden des »Seerauches«, des Nebels, der beim Hinüberströmen kalter Luft an der noch warmen Wasserfläche entstand. Die Wolken gingen also praktisch bis an den Wasserspiegel herunter. Aber auch bei sonst durchaus nur geringer Dunstbildung, wie z. B. auf einem Fluge nach Stettin am Morgen des 1. 7. 1922, weisen die größeren Seen häufig sehr starken Dunst auf.

Häufig wird berichtet, daß bei Schlechtwetter, bei niedrigen Wolken und Niederschlägen im westlichen Teile der Flugstrecke das Schlechtwettergebiet etwa bei Schwerin beginnt.

Östlich an die Seenplatte schließt ein Hügelgelände an, das seine höchste Erhebung im Helpter Berg (168 m) bei Strasburg hat. Ähnlich wie im ostholsteinischen Hügelgelände können auch hier die im Küstengebiete häufiger tiefen Wolkendecken aufliegen, andererseits die Regenböen auf der Luvseite eine Verstärkung erleiden. Bereits am 27. 7. 1922 muß eine von Stettin nach Hamburg fliegende Maschine bei Neubrandenburg notlanden, als sie nach starkem Regen die Wolken dort bis zum Boden herabreichend antrifft.

Die Fluglinie führt zunächst noch zu dem westlich der Stadt gelegenen Flugplatz Stettin-Kreckow, um später den im Ausbau begriffenen kombinierten Land- und Seeflughafen Stettin-Altdamm anzufliegen. Die Lage von diesem am Dammschen See schien auf die Möglichkeit einer größeren Nebelhäufigkeit als in Kreckow hinzuweisen. Beobachtungen im Winter 1925/26 zeigten jedoch, daß in manchen Fällen Altdamm im Gegensatz zu Kreckow nebelfrei war. Beispielsweise hatten am 29. 12. 1925 Kreckow und die Stadt Stettin selbst Nebel mit Sichtweiten von 200 bis 300 m, während von Altdamm aus die Sicht 2500 m betrug und die Wolkendecke nach Beobachtungen an den steilabfallenden Höhenrand bei Finkenwalde südlich des Platzes 80 bis 100 m hoch war. Dabei herrschte südwestlicher Wind, im Hügelgelände bei Kreckow etwas böig 2 bis 3 m/s, im Flachland bei Altdamm gleichartig strömend 7 m/s. Ähnlich waren die Verhältnisse am 6. 1. 1926, wo in Kreckow leichter Nebel, Sicht 1200 m, südwestlicher Wind von 2 bis 3 m/s, in Altdamm 2500 m Sicht bei südwestlichem Wind von 4 bis 5 m/s festzustellen waren. Umgekehrt war es am 9. 1. 1926, wo in Altdamm dichter Nebel herrschte; an der Flugplatzbaustelle betrug die Sicht 500 m, in Altdamm-Stadt gar nur 200 m, während in Kreckow nur leichter Nebel mit 1500 m Sicht war. Im Gegensatz zu den früheren Beobachtungen war der Wind nördlich 1 m/s. Die Beobachtungen zeigen, daß die Nebel- und Sichtigkeitsverhältnisse ganz wesentlich vom Strömungsfelde abhängen: Am 9. 1. 1926 bei nördlichem Winde zwischen Dammschem See und dem Hügelgelände im Süden und Westen Luftstau und Nebel, am 29. 12. 1925 bei südwestlicher Luftströmung im Lee des Hügelgeländes westlich und südöstlich von Stettin absinkende Luftbewegung. Über der folgenden Wasserfläche des Dammschen Sees erfährt die strömende Luft infolge verringerter Reibung noch dazu eine Beschleunigung. Die Senkung der Stromlinien um einige Zehnermeter vom westlichen Höhenzuge herab ergibt eine geringe Erwärmung der Luftteilchen (0,06° je 10 m Senkung nach der Feuchtadiabate), die aber zu gering ist, um für die Nebelauflösung entscheidend zu sein. Sehr wesentlich dürfte hingegen die Kondensation durch die Änderung des Turbulenzzustandes beeinflußt werden.

Ähnliche Verhältnisse sind von der Lübecker Bucht her bekannt. Sind die meteorologischen Bedingungen für die Nebelbildung günstig und herrschen nordöstliche Winde, so ist die Bucht häufig mit Nebelmassen gefüllt. Bei südlichen bis westlichen Winden ist hingegen die Bucht häufig nebelfrei, wenn das ostholsteinische Hügelgelände im Westen und lübeckisch-mecklenburgische Gebiet im Süden im Nebel liegen. Die Senkung der Stromlinien in Lee der Hügelgebiete wird durch verminderte Reibung über Wasser noch verstärkt, so daß der Nebel aufgelöst wird. Da südwestliche bis westliche Winde vorherrschen, ist der Flughafen Travemünde verhältnismäßig nebelarm.

Hamburg—Berlin.

Bei westlichen bis nordwestlichen Winden ist das Niederelbegebiet, im Süden durch den Heiderücken bei Harburg, im Osten durch die Höhenzüge im Raume Oldesloe-Trittau begrenzt, häufig von Schlechtwetter, viel Staub-(Schmuddel-)Regen und sehr niedrigen Wolken ausgezeichnet. An der Flugstrecke Hamburg—Berlin ist die Grenze dieses Schlechtwettergebietes häufig sehr markant bei Boizenburg erkennbar.

Eine zweite, oft recht ausgeprägte Grenze zwischen Gut- und Schlechtwetter, zwischen niederer Regenbewölkung und höheren Wolken findet sich häufig bei Wittenberge, etwa in der Mitte der Strecke. Sie ist um so bemerkenswerter, als sie sich auf etwa gleicher Längenerstreckung an der Fluglinie Hamburg—Stettin etwa bei Schwerin, an der Fluglinie Hannover—Berlin bei Gardelegen befindet. In Hellmanns Klima-Atlas[1]) von Deutschland tritt diese Grenzlinie, ebenfalls von Schwerin nach Gardelegen verlaufend, als Trennungslinie der Gebiete mit mehr als 180 mittleren jährlichen Niederschlagstagen im Westen und weniger als 180 mittleren Niederschlagstagen im Osten in Erscheinung. Aus dem Wetterdienst ist bekannt, daß im Winter häufig die Frostgrenze von der Lübecker Bucht bis etwa zum Harze verläuft, also der eben genannten Linie entsprechend, und die von Westen heranziehenden Tiefausläufer und Teiltiefs häufig nur bis zu diesem Gebiete vordringen und sich dort stationär liegenbleibend auffüllen.

[1]) Hellmann, v. Elsner, Henze, Knoch. Klima-Atlas von Deutschland. Berlin 1921. Tafel 61.



Sodann findet Langbeck[1]) bei der Untersuchung regionaler Besonderheiten der Gewitterentstehung in Norddeutschland, daß die Häufigkeit der Gewitterentstehung durch die Gegensätze zwischen ozeanischem und kontinentalem Klima begünstigt ist; im Mai und Juni ist der im Innern des Kontinents zuerst sich geltend machende Erwärmungsprozeß für reichere Gewitterentstehung maßgebend, im Juli und August ist hingegen das nordwestdeutsche Flachland an der Gewitterbildung unter dem Einfluß des ozeanischen Klimas stärker beteiligt. Die Grenze verläuft nach Langbeck etwa von der Eifel bis zur Stettiner Bucht, schneidet also unser Gebiet ebenfalls im Raum Wittenberge-Gardelegen.

Selbst im Nachtflugbetrieb des Deutschen Aero-Lloyd auf der Strecke Hamburg—Berlin im Juli, August und September 1925 hat sich der genannte Gebietsstreifen als besonders häufig von Schlechtwetter betroffen ausgezeichnet. Am 10./11. 7. muß die von Berlin anfliegende Maschine infolge von Nebel und Regen dort bei Ludwigslust notlanden. Am 31. 7./1. 8. müssen beide Streckenflugzeuge bei Wittenberge, durch Nebel und Regen gezwungen, kehrtmachen; am 11./12. 8. landet die von Hamburg anfliegende Maschine bei Boizenburg, die Gegenmaschine bei Ludwigslust infolge Nebels. Am 9./10. 9. und 23./24. 9. muß das Flugzeug von Berlin vor Wittenberge infolge von Nebel niedergehen, während in Hamburg in beiden Nächten nicht gestartet wurde.

Unzweifelhaft handelt es sich hierbei um eine bei vielen Wetterlagen in Erscheinung tretende deutliche Wetterscheide und einen Schlechtwetterstreifen, die die Grenze der Reichweite ozeanischen Klimaeinflusses darstellen.

Hamburg—Hannover—Frankfurt.

Nach Überquerung des Elbtals trifft die Strecke bei Harburg auf Höhenzüge, die einerseits nach Westen zu rasch ansteigen bis zu den Schwarzen Bergen und der Haake (148 m), anderseits sich nach Süden zu allmählich bis zum Wilseder Berge (169 m) erheben. Bei nördlichen bis östlichen Winden und bei sonst bereits niedriger Wolkendecke entsteht dann am Nord- und Ostabhang der Höhenzüge ein Gebiet gestörten, aufsteigenden Stromlinienverlaufes, in dem sich adiabatisches Temperaturgefälle einstellt und die Wolkendecke tiefer herabkommt. In zahlreichen Fällen, wie am 3. 7., 11. 9., 2. 10., 14. 10., 2. 11., 9. 11. und 10. 11. 1925 zeigten Flüge, daß im Raume von Harburg-Buchholz die Wolken bis auf den Boden herabgingen. In anderen Fällen, mit stabilerer Temperaturschichtung, tauchen gelegentlich die höchsten Erhebungen der Heide am Wilseder Berge in niedrige Wolkendecken ein, während der Raum unterhalb dieser Grenze wolkenfrei ist. Vielleicht wirkt auch die Bestockung dieses Geländeabschnitts mit Heide und Wald wolken- und nebelvermehrend bei bestimmten Wetterlagen.

Noch weiter südlich nach dem Rande der Mittelgebirge zu macht sich bei nördlicher bis östlicher Strömung der Gebirgseinfluß bemerkbar. Die »Reichweite« des Einflusses der ersten Gebirgszüge läßt sich jedoch kaum bestimmen, weil südlich der Aller sich ein breites Moor- und Waldgebiet etwa vom Steinhuder Meer ostwärts bis nach Celle und Öbisfelde erstreckt, das häufig wetterverschlechternd wirkt und die Wirkung der nahen Gebirge verschleiert. In solchen Lagen ist die Aller häufig eine bemerkenswerte Grenze. So traf ich beispielsweise am 17. 5. 1925 auf einem Fluge von Hannover nach Hamburg unter Führung von Herrn Böhner im Wald- und Moorgebiet zwischen Langenhagen und der Aller bei anhaltendem Rieselregen und stellenweise nur 800 m Sicht die geschlossene Wolkendecke in 70 m Höhe; einzelne Fracto-Nimbus-Fetzen trieben dicht über den Baumgipfeln. Nördlich der Aller wurde es jedoch sehr rasch besser, der Regen hörte auf, die Wolkendecke stieg auf 300 m, und die Sichtweite wuchs bald auf mehr als 20 km.

Die Annäherung an das Gebirge macht sich jedoch vielfach durch zunehmende Böigkeit bemerkbar. Herrschen südwestliche Winde von etwa 10 m/s in 400 m Höhe, die nahezu senkrecht zur Streichrichtung der Gebirge wehen, so sind die am Kamm als dem Hindernisäquator sich ablösenden Leewirbel[1]) bis nahezu 20 km weit in die Ebene hinein zu verfolgen. Die Höhenunterschiede betragen hierbei rd. 350 m (Deisterkamm-Flugplatz Hannover).

Das Mittelgebirge selbst wird südlich von Hannover am östlichen Teile des Deister erreicht; etwas zurückgestaffelt liegen der Osterwald und der Ith. Weiter südlich kommen die Weserberge bei Bodenwerder. Erfahrungsgemäß ist der Streckenabschnitt vom Deister bis nach Bodenwerder besonders von sehr tiefliegenden Wolken und Nebel bedroht, wenn nördliche Luftströmung gegen den Gebirgsrand weht oder wenn ein südwärts wandernder Ausläufer eines im Osten liegenden Tiefdruckgebietes mit deutlicher Konvergenz des Strömungsfeldes am Nordfuße der Gebirge liegt. Beispiele bieten der 22. 4. 1925, der 25. 7. 1925 und der 15. 5. 1926. Weiter südlich im Wesertal, ferner im Gebiet um Cassel und auf der Warburger Börde sind, obwohl die Berge teilweise größere Höhe als am Gebirgsrande besitzen, die Flugverhältnisse bereits wieder günstiger, um im Waldeckischen im Gebiet zwischen der Edertalsperre und dem Waldecker Upland infolge weiterer Erhebung wieder schlechter zu werden. Nach Osten zu, im Gebiet von Fritzlar, tritt allerdings bei westlichem Winde infolge der Lee-Wirkung des Waldecker Uplandes und des Kahlen-Asten-Massivs häufig Aufklaren ein, so daß in solchen Lagen ein Ausweichen nach Osten vorteilhaft ist. In Übereinstimmung mit diesen Flugerfahrungen erweist sich das Gebiet von Warburg bis Fritzlar und Ziegenhain klimatisch als ein ausgesprochenes Trockengebiet. Ebenso ist das Gebiet zwischen Westerwald und Taunus im Westen und Vogelsgebirge im Osten im allgemeinen durch verhältnismäßig günstiges Flugwetter ausgezeichnet. An der ganzen Strecke ist stets der Übergang von Flachland zum Mittelgebirge zwischen Hannover und der Weser am ungünstigsten.

Hamburg—Dortmund—Essen.

Auch an dieser Strecke ist bei weitem am ungünstigsten die Überquerung des Teutoburger Waldes und der nördlich vorgelagerten Höhenzüge, die ziemlich unvermittelt aus dem noch dazu vielfach sumpfigen Flachlande ansteigen und feuchte westliche und nördliche Winde zum Aufsteigen zwingen, so daß sie ihre Feuchtigkeit rasch ausfällen. In manchen Fällen ist ein Umfliegen des Schlechtwettergebietes westlich über Rheine möglich.

Der Teutoburger Wald bildet häufig eine ausgesprochene Wetterscheide. Bei südwestlichen Winden herrscht südlich von ihm im Münsterschen Becken stark wolkiges, dunstiges Wetter, wobei sich das rheinisch-westfälische Industriegebiet ganz besonders als Quelle des Dunstes erweist, während im Norden klares Wetter liegt. Bei nördlichen Winden hingegen ist zuweilen das Gebiet nördlich des Teutoburger Waldes von Schlechtwetter, Niederschlägen, tiefen Wolken betroffen, während über dem Münsterschen Becken Aufklaren festzustellen ist.

Ein weiteres Gebiet häufigen Schlechtwetters stellt das Industriegebiet selbst dar. Zunächst liegt das daran, daß von dort aus das Sauerland aus der Ebene emporsteigt und die westlichen feuchten Luftmassen an seinen West- und Nordwestabdachungen aufsteigen läßt. Dazu kommt allerdings noch der unmittelbare Einfluß des Industriegebietes, dessen Rauchmassen einerseits die rein mechanische Trübung der Luft, andererseits durch die Kondensationskerne bildenden Abgase die Kondensationstrübung der Luft vermehren. Vom Kahlen-Asten-Observatorium

[1]) K. Langbeck, Die regionalen Besonderheiten der Gewitterentstehung in Norddeutschland. Meteorologische Zeitschrift 1922, S. 259, 260.

[1]) K. Koschmieder, Zur Kenntnis des Stromfeldes in Lee. ZFM. 1925, S. 240 bis 244.



konnte ich im Herbst 1919 wiederholt beobachten, wie die Sonne hinter einem scharf begrenzten schwarzen Dunsthorizont im Westen unterging, den die Rauchmassen des Industriegebietes unterhalb der Astenhöhe (832 m) bildeten.

Hamburg—Bremen—Amsterdam.

Die Höhenzüge am rechten Elbufer zwischen Altona und Wedel, die in Baurs Berg bei Blankenese gipfeln, stellen gelegentlich bereits ein Gebiet erheblicher Wetterverschlechterung dar, wenn bei an sich bereits niedriger Wolkendecke die Luftströmung gegen diese Hügel gerichtet ist. Ähnliches gilt von dem Streckenabschnitt auf dem linken Elbufer zwischen Buxtehude und Zeven, von dem an aus dem Teufelsmoor, den Niederungen der Oste und Schwinge der Geeströcken bis zu den bereits erwähnten Höhen bei Harburg ansteigt. Hier ist zuweilen auch eine merkliche Verstärkung der Regen-, Graupel- und Schneeböen festzustellen, namentlich bei nordwestlichen Winden. So mußten am 18. 12. 1923 zwei dänische Flugzeuge, die südlich Harburg-Buxtehude in eine schwere Hagelbö gerieten, vor dem Kamm der Haake (162 m) bei Sottorf (etwa 7 km südwestlich Harburg) notlanden, während es den Führern zweier anderer Maschinen, die Hamburgs Umgebung allerdings gut kannten, noch kurz zuvor durchzukommen gelang. Und am 10. 9. 1924 konnte ich auf einem Fluge mit Herrn Babekuhl bei stürmischen Nordwestwinden von Zeven an mit ansteigendem Gelände zunehmende Stärke der schweren Regenböen beobachten.

Westlich der Weser, etwa von der Hase ab, dehnt sich ein weites Moorgebiet bis nach Holland hinein, das besonders im Herbst morgens verhältnismäßig viel Nebel aufweist. Es hat sich aber gezeigt, daß dieses Gebiet erhöhter Nebelhäufigkeit den Luftverkehr im Verhältnis wenig behindert, denn dort lagern meist flache Boden- und Strahlungsnebel[1]), die in den meisten Fällen doch noch gute Orientierungsmöglichkeiten an Erhebungen, Flußläufen usw. bieten. Bei mehrmotorigen Flugzeugen bestehen dann keine Bedenken gegen das Überfliegen der Nebelzone. Zudem lösen sich die Boden- und Strahlungsnebel bei zunehmender Einstrahlung rasch auf, wenn nicht hohe Decken von Alto-Stratus oder Strato-Cumulus-Wolken die Wirkung der Sonnenstrahlung abschwächen und die Nebelauflösung verzögern.

Weit störender tritt das Hügelgelände im Südosten der Zuidersee bei Apeldoorn in Erscheinung, das zwischen Apeldoorn und Arnheim bis zu 110 m ansteigt, und bei dem sich die bereits bei den deutschen Hügelgebieten an der Küste geschilderten Erscheinungen wieder zeigen. So mußten am 11. 11. und 21. 11. 1925 Maschinen dort notlanden, weil das fragliche Gebiet vollkommen »zu« war.

Berlin—Hannover—Amsterdam.

Daß bei Gardelegen in vielen Fällen eine ausgeprägte Wetterscheide wahrzunehmen ist, ist bereits bei der Flugstrecke Hamburg—Berlin erwähnt worden. Sie stellt zweifellos die Grenze dar, bis zu der der Einfluß ozeanischer Luftströmungen gerade reicht und infolge des Zusammentreffens von Luftmassen ozeanischer und festländischer Herkunft besonders häufig von Schlechtwetter betroffen wird. In zahlreichen Fällen berichten Führer, von Gardelegen an niedere Wolken oder Niederschläge gehabt zu haben. Verstärkt wird die Wirkung allerdings dadurch, daß sich auch hier ein Hügelgelände befindet, das nordwestlich von Gardelegen in den Hellbergen mit 174 m gipfelt; dazu kommt vielleicht auch der Einfluß des großen Waldgebietes der Letzlinger Heide und ihrer nördlichen Ausläufer. Besonders lange hielt sich dort Schlechtwetter Mitte März 1925. Bereits am 10. 3. mußten sowohl die von Hannover als auch die von Berlin anfliegende Maschine dort infolge dichten, jede Sicht nehmenden Schneefalls kehrtmachen. Am folgenden Tage dauerten die Schneefälle fort, das in Berlin nach Hannover gestartete Flugzeug flog wiederum zunächst zum Ausgangshafen zurück, während der in Hannover gestartete Führer, dem der Rat gegeben war, nördlich Schlechtwettergebiet zu umfliegen, durchkam. Nach vorübergehender Besserung am 12. gelingt es am 13. 3. wiederum beiden Führern auf der Berlin-Amsterdam-Strecke nicht, bei Gardelegen durch dichten Schneefall und niedrige Wolken durchzustoßen. Ebenso scheitert am 14. 3. ein von Berlin aus unternommener energischer Versuch, das bei Gardelegen beginnende Schnee- und Nebelgebiet zu durchqueren. Am 15. gelingt es zwar einem Flugzeug durchzukommen, ein anderes bleibt jedoch in Hannover zurück. Und noch am 16. 3. konnte ich unter Führung von Herrn Kommohl dort ein von NNW bis SSE sich erstreckendes Band schlechten Wetters durchfliegen, das von 20 km westlich Tangermünde bis Öbisfelde mehrfach starken Schneefall mit 200 bis 300 m Wolkenhöhe und teilweise nur 500 m Sicht brachte, während östlich und westlich davon bei geringer hoher Bewölkung gute Sicht herrschte.

In manchen Fällen macht sich auch das Moorgebiet bei Öbisfelde-Fallersleben durch merkliche Wetterverschlechterung bemerkbar. Dies dürfte jedoch nicht auf die Wirkung der Moore allein, sondern auf das nach Osten (Gardelegen) und namentlich nach Süden, in Richtung auf Helmstedt zu, ansteigende Gelände zurückzuführen zu sein.

Ein weiteres Schlechtwettergebiet findet sich dort, wo der Teutoburger Wald und die nördlichen Ausläufer des Wiehengebirges an die Strecke Hannover—Amsterdam herankommen. Die Höhen bei Bramsche bilden hier einen nach Westen zu offenen Kessel, dem ausgedehnte Moorgebiete vorgelagert sind. Bei westlicher Luftströmung ist dieses Gebiet daher durch Nebelbildung ausgezeichnet. So mußte am 4. 2. 1925 dort ein De Havilland-50-Flugzeug der Imperial Airways, das trotz der Warnung der Flugwetterwarte Hannover gestartet war, im Vinter Moor bei Mettingen notlanden; beim neuen Start machte es dann Bruch[1]).

Das weitere Schlechtwettergebiet im Hügelgelände bei Apeldoorn ist bereits bei der Linie Hamburg—Amsterdam behandelt worden.

Bremen—Hannover—Leipzig.

Wie das Niederelbegebiet bei Hamburg, so ist auch das Unterwesergebiet bei Bremen durch große Nebelhäufigkeit ausgezeichnet. Mit Annäherung an den Nordfuß der Mittelgebirge ist, ähnlich wie auf der Hamburg—Hannover-Strecke an der Aller, etwa querab von Nienburg häufiger Wetterverschlechterung mit niederen Wolken oder gar Beginn des Niederschlages bei nördlicher Luftströmung zu beobachten; auch hier macht sich der Einfluß des vom Steinhuder Meere ostwärts streichenden Moorstreifens verschlechternd bemerkbar. Der südliche Teil der Flugstrecke weist bei allgemein niederer Wolkendecke und Niederschlägen ganz verschiedenes Wetter auf, je nachdem südliche bis westliche oder nördliche bis östliche Winde wehen. Im ersteren Falle macht sich die Leewirkung des Harzes durch Aufklaren aber, auch durch verstärkte Böigkeit infolge der Leewirbel bemerkbar, so daß bei solchen Lagen Hannover—Leipzig in vielen Fälllen geflogen werden kann, in denen auf der Strecke Hannover—Frankfurt nicht durchzukommen ist. Bei nördlichen bis östlichen Winden hingegen wird die Luft am Nordabhang des Harzes und an seiner östlichen Abdachung bis nach den Saalehöhen hin zum verstärkten Aufsteigen gezwungen, so daß sich dann tiefe Wolken, schlechte Sicht und vermehrte Niederschläge einstellen.

Bei schwachwindigem Wetter ist zu beobachten, wie die Fabrikanlagen und industriellen Werke des mitteldeutschen Industriegebietes Quellen des Dunstes bilden; aus der Luft sind ihre Dunstfahnen oft viele Kilometer

[1]) W. Georgii, Die Ursachen der Nebelbildung; a. a. O. S. 246 bis 248.

[1]) H. Seilkopf, Über Luftverkehrsunfälle. ZFM. 1925, S. 204, 205.



weit im Gelände erkennbar. Wie im Ruhrgebiet bewirken auch hier die Rauchmassen durch mechanische Trübung der Luft und die Abgase durch Vermehrung der Kondensationskerne Zunahme des Dunstes.

Hamburg—Halle.

Die Strecke hat das Hügel- und Waldgebiet bei Gardelegen und das oben angeführte östliche Vorland des Harzes zu überqueren, die in vielen Fällen wetterverschlechternd wirken; es sei auf die Strecken Berlin—Hannover und Hannover—Leipzig verwiesen, bei deren Besprechung beide Gebiete behandelt wurden.

Hannover—Dortmund.

Als Schlechtwettergebiete heben sich der Übergang vom Flachland zum Gebirge im Abschnitt Deister-Wesergeberge und das Industriegebiet heraus, die bei den Strecken Hannover—Frankfurt und Hamburg—Dortmund bereits erwähnt wurden. Neue Gesichtspunkte ergeben sich jedoch hierbei nicht.

Als weitaus wichtigste meteorologische Erscheinung erweist sich der Nebel. Die Nebelverhältnisse Deutschlands sind bereits von Hellmann[1]) bearbeitet worden. Hellmann gibt Monats- und Jahresmittel der Tage mit Nebel für eine größere Anzahl deutscher Beobachtungsstationen, hat aber davon abgesehen, eine Karte der Nebelhäufigkeit für seinen Klima-Atlas zu entwerfen, da die Ergebnisse nur in geringem Maße vergleichbar seien und starke lokale Einflüsse sprunghafte Verschiedenheiten bedingen. Zweifellos besteht eine erhebliche Abhängigkeit von der örtlichen Lage, namentlich von der Höhe über dem Meeresspiegel und auch von dem umgebenden Gelände, so daß im Berglande eine Nebelkarte eine Höhenschichtenkarte bis zu einem gewissen Grade widerspiegeln würde. Für das nordwestdeutsche Flachland scheint jedoch der Versuch, nach den Hellmannschen Zahlenangaben eine Karte der Nebelhäufigkeit zu entwerfen, durchaus möglich (Karte 3). Man erkennt besonders die Gebiete großer Nebelhäufigkeit mit mehr als 50 oder gar 60 Nebeltagen im Jahre an der Niederelbe, der Unterweser, der Flensburger Förde und in dem Moorgebiet an der Hase und Ems; ferner die gegenüber der Umgebung größere Nebelhäufigkeit des Wald- und Seengebiets in Mecklenburg und an der Havel.

Die dem Kartenversuch zugrunde liegenden Mittelwerte der jährlichen Anzahl der Tage mit Nebel sind in der nebenstehenden Zahlentafel enthalten. Aus den Zahlenwerten der Hellmannschen Nebelarbeit kann man z. B. schon ersehen, daß die Flugstrecke Bremen—Leipzig durchschnittlich wesentlich günstigere Nebelverhältnisse aufzuweisen hat wie die Strecke Hamburg—Frankfurt, was durch folgende Zahlen belegt wird:

Mittlere Zahl der Tage mit Nebel (nach Hellmann).

Borkum	35,7	Westerland	32,8
Emden	39,6	Hamburg	66,3
Wilhelmshaven	39,0	Bremervörde	38,8
Helgoland	46,4	Bremen	58,4
Meldorf	44,0	Elsfleth	40,7
Husum	39,1	Oldenburg	30,1
Wyk/Föhr	41,5	Löningen	51,6
Keitum	33,5	Cleve	38,6
Neumünster	45,0	Rostock	31,7
Flensburg	57,7	Wustrow	34,6
Schleswig	39,8	Demmin	37,1
Kiel	33,6	Putbus	46,0
Eutin	43,7	Swinemünde	33,5
Lübeck	33,3	Neustrelitz	47,9
Kirchdorf/Pœl	32,6	Marnitz	29,5
Schwerin	35,0	Kyritz	31,0
Berlin	47,5	Braunschweig	35,4
Potsdam	43,3	Gardelegen	28,7
Leipzig	31,7	Celle	19,6
Halle	23,9	Hannover	26,3
Bernburg	23,1	Nienburg	19,3
Magdeburg	32,5	Lüneburg	29,1
Wasserleben	29,5	Münster	32,4
Helmstedt	32,2	Herford	33,4

Bremen-Leipzig		Hamburg—Frankfurt	
Bremen	58,4	Hamburg	66,3
Nienburg	19,3	Hannover	26,3
Hannover	26,3	Herford	33,4
Braunschweig	35,4	Cassel	27,4
Wasserleben	29,5	(Schwarzenborn	55,7)
Halle	23,9	(Alt-Astenberg	155,7)
Leipzig	31,7	Gießen	34,3
		Frankfurt	31,0

Schwarzenborn liegt zwar östlich, Alt-Astenberg westlich der Strecke Hamburg—Frankfurt; beide charakterisieren aber die Nebelverhältnisse in den zu überquerenden Mittelgebirgen.

Geben die Hellmannschen Mittelwerte in großen Zügen ein Bild von der Nebelhäufigkeit, so wird es in den Einzelheiten durch örtliche Einflüsse stark modifiziert. Die Flugerfahrungen haben gezeigt, daß namentlich das Strömungsfeld der Luft die Nebelverhältnisse beeinflußt.

Als Gebiete größerer Nebelhäufigkeit haben sich die Hügelgelände namentlich in der Nähe der Küste erwiesen. Auf ihrer Luvseite werden die Stromlinien zum Aufsteigen gezwungen; über ihnen bildet sich eine Turbulenzzone aus. Das hierdurch entstandene adiabatische Temperaturgefälle bewirkt ein Tieferkommen der Kondensationshöhe, wenn in ungestörter Atmosphäre geringeres Temperaturgefälle herrscht. Bei Wogennebel wirkt das Hügelgelände nebelverstärkend, indem das erzwungene Auf- und Absteigen der Stromlinien die Vertikalbewegungen an der Schichtgrenze vergrößert; bei Mischungsnebel vollzieht sich in ihm eine lebhaftere Durchmischung der Luftmassen. Die flachen Boden- und Strahlungsnebel der Niederungen behindern dagegen den Luftverkehr bedeutend weniger als Wogen- und Mischungsnebel. Die Hügelgelände stellen gleichzeitig Gebiete größerer Böigkeit der Luftbewegung dar. Diese Parallele wie auch Einzelbeobachtungen (Stettin-Altdamm) zeigen, daß Nebelbildung und -auflösung sehr wesentlich vom Turbulenzzustand der Luft abhängen. Bereits Elias[1]) hat darauf hingewiesen, daß durch Turbulenz tiefere Bodentemperaturen auf die unteren Luftschichten übertragen werden und diese Abkühlung den Nebel verursacht.

Als weitere Schlechtwettergebiete erweisen sich die aus der Ebene aufsteigenden Gebirge: Harz, Süntel, Deister, Wesergebirge, Teutoburger Wald und Wiehengebirge, wenn das Strömungsfeld der Luft an ihnen ein Aufsteigen feuchter Luftmassen bedingt.

In vielen Fällen ist ferner über Moor-, Seen- und Waldgebieten eine Wetterverschlechterung festzustellen; gelegentlich ist sogar schon bei leichtem Dunst im sonstigen Gelände über Mooren und Wäldern eine weitere Verschlechterung der Sicht festzustellen. Höhere Feuchtigkeit und geringere Temperatur wirken dort kondensationsvermehrend. Über Waldgebieten kann außerdem die vermehrte Bodenreibung eine Turbulenzzone über dem Walde und damit verstärktes vertikales Temperaturgefälle mit geringerer Kondensationshöhe erzeugen.

Für die Gestaltung der örtlichen Witterungserscheinungen ist daher das räumliche Stromlinienfeld in vielen Fällen von geradezu ausschlaggebender Bedeutung: Schwankungen des Bodenprofils, wechselnde Bodenreibung und außerdem wechselnde thermische Verhältnisse der Unter-

[1]) G. Hellmann, Der Nebel in Deutschland. Sitzungsberichte der Preuß. Akademie der Wissenschaften, 1921, L II.

[1]) H. Elias, Die Entstehung und Auflösung des Nebels. Ergebnisse der Arbeiten vom Aeronautischen Observatorium, 1901 bis 1902. Berlin 1904.

lage ändern es in mannigfacher Weise ab, so daß das bunte Bild des oft auf kurze Entfernungen rasch wechselnden Wetters entsteht, selbst wenn der Luftkörper über größerem Gebiete thermisch und genetisch (polare oder äquatoriale Herkunft) einheitlich ist. Wolkenbildungen an der Küste unter dem Einfluß von Änderungen des Stromlinienverlaufs konnten an der Flugstrecke Hamburg—Westerland beobachtet werden.

Außerdem aber konnte im Raume Schwerin-Wittenberge-Gardelegen ein Gebiet gefunden werden, das in vielen Fällen entweder als Wetterscheide oder aber sogar als ausgesprochener Schlechtwetterstreifen in Erscheinung tritt. Es stellt dann die Grenze zwischen ozeanischen und festländischen Luftmassen dar, die häufiger in den genannten Streifen verläuft.

Versuche an einer Kugel mit Grenzschichtabsaugung.

Von Oskar Schrenk, Göttingen.

Bei der Grenzschichtabsaugung handelt es sich um die Aufgabe, anstatt des gewöhnlichen Strömungsverlaufs mit Wirbelbildung in der Umgebung eines festen Körpers einen anderen zu erzwingen, bei dem diese Wirbel ausbleiben, und zwar in der Weise, daß man an bestimmten Stellen der Oberfläche geringe Flüssigkeitsmengen ins Körperinnere einsaugt.

Dieser Gedanke ist eine Folgerung aus der Grenzschichttheorie und ungefähr so alt, wie diese selbst. Als Prof. Prandtl 1904 die erste öffentliche Mitteilung über seine Grenzschichttheorie machte[1]), erwähnte er dabei auch einen von ihm zur Bestätigung seiner theoretischen Ansätze angestellten Versuch, der auf dem Absaugeprinzip beruhte (Grenzschichtabsaugung an einem wasserumströmten Kreiszylinder).

Erst viel später jedoch gab der Gedanke an eine Erschließung neuer technischer Möglichkeiten mit Hilfe der Absaugung die Anregung zu weiteren, eingehenderen Versuchen auf diesem Gebiet. Diese sind seit 1922 von J. Ackeret zusammen mit A. Betz in der Göttinger Aerodynamischen Versuchsanstalt angestellt worden und haben zu teilweise recht guten Ergebnissen geführt, deren Bekanntgabe indes aus verschiedenen Gründen bisher nicht möglich war[2]).

Die Messungen an einer Kugel, von denen der vorliegende Bericht handelt, stammen aus dem Anfang dieses Jahres, sind jedoch im wesentlichen mit einer Versuchseinrichtung vorgenommen worden, welche Ackeret schon früher verwendet hatte.

I. Theoretische Vorbemerkungen.

Zum Verständnis des Nachfolgenden ist ein Eingehen auf die Grenzschichttheorie in einigen Punkten notwendig[3]).

Mit Grenzschicht pflegt man die meist ziemlich dünne Strömungsschicht längs einer Körperoberfläche zu bezeichnen, in der die Geschwindigkeit unter der Einwirkung der Flüssigkeitsreibung von ihrem vollen Wert auf Null an der Wand selbst herabsinkt (vgl. Abb. 1). Außerhalb dieses Gebiets herrscht die sog. Potentialströmung, in der von Reibungswirkung praktisch nichts mehr zu spüren ist; die Zweiteilung der Strömung in reibende Grenzschicht

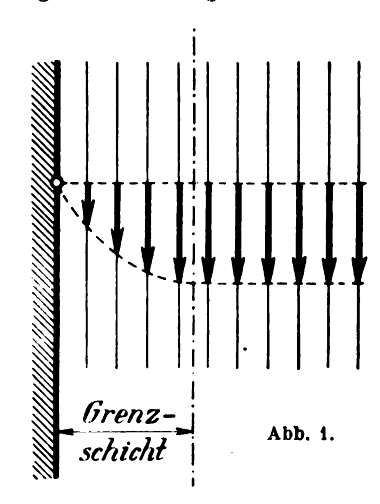


Abb. 1.

und reibungslose Potentialströmung ist natürlich eine vereinfachende Annahme für ein zwar meist rasches, aber doch stetiges Abklingen der Reibungswirkung nach außen hin. In der Potentialströmung gilt im Gegensatz zur Grenzschicht das sog. Bernoullische Gesetz

$$p + \frac{\varrho}{2} w^2 = k,$$

das den Druck p irgendeines Punkts mit seiner Geschwindigkeit w in eindeutiger Weise verknüpft; ϱ ist die in diesem Zusammenhang als konstant zu betrachtende Dichte des betreffenden Mediums, k ein für die ganze Potentialströmung überall gleicher Wert.

Die Luft kann innerhalb der Grenzschicht in glatten, parallelen Schichten der Wand entlang gleiten, in diesem Fall wird die Grenzschicht mit laminar bezeichnet. Dieser Parallelbewegung kann sich aber auch noch eine unregelmäßige wirbelige Mischbewegung überlagern, dann heißt die Grenzschicht turbulent. Letztere Strömungsform tritt im allgemeinen dann auf, wenn die sog. Reynoldssche Zahl der betreffenden Grenzschicht, also die Größe $\frac{u\,\delta}{\nu}$ (u = ungestörte Geschwindigkeit am Rand der Grenzschicht, δ = Grenzschichtdicke, ν = kinematische Zähigkeit des Mediums) einen gewissen kritischen Wert überschreitet. Unterhalb dieses Werts ist die laminare Strömung stabil. Es sei dazu bemerkt, daß bei Körpern von geometrisch ähnlicher Form der Übergang von der laminaren zur turbulenten Grenzschichtströmung einfach eine Funktion der in üblicher Weise definierten Reynoldsschen Zahl des Körpers $\frac{v\,l}{\nu}$ ist (v = Anströmgeschwindigkeit, l eine bestimmte Bezugslänge am Körper). Einen wesentlichen Unterschied zwischen beiden Strömungsformen kann man sich noch klarmachen: In der turbulenten Grenzschicht mit ihren Mischbewegungen wird eine viel regere, seitlich gerichtete Impulsübertragung vorhanden sein, als in der laminaren, wo diese nur durch die reinen Reibungskräfte zwischen parallelen Schichten vermittelt wird. Man kann sich dies auch so erklären, daß zu dem molekularen, sozusagen mikroskopischen Massen- und Impulsaustausch der Reibung der makroskopische Massen- und Impulsaustausch der Mischbewegung hinzutritt. Damit hängt die Tatsache zusammen, daß die Geschwindigkeit in der turbulenten Grenzschicht noch ziemlich nahe an der Wand größere Werte besitzt und erst zuletzt steil gegen Null abfällt, im Gegensatz zur laminaren, deren Abfall sich viel gleichmäßiger vollzieht.

Die Grenzschicht tritt nun leider sehr häufig aus ihrem zunächst ganz »unscheinbaren« Dasein heraus und ist plötz-

---

[1]) Vgl. die Verhandlungen des III. Internationalen Mathematikerkongresses in Heidelberg 1904, Teubner, Leipzig, 1905, S. 484.

[2]) Abgesehen von einer kurzen Veröffentlichung von Versuchsergebnissen an einem abgesaugten Tragflügel im 4. Heft der Vorläufigen Mitteilungen der Göttinger Aerodynamischen Versuchsanstalt (in beschränkter Anzahl noch zu beziehen durch die Buchhaltung des KW.-Institutes für Strömungsforschung in Göttingen).

[3]) Es sei hier auch verwiesen auf einige Arbeiten, welche ebenfalls die Vorgänge in der Grenzschicht erörtern (im Zusammenhang mit der Spaltflügelfrage und dem Magnuseffekt): Betz, Berichte d. WGL, 6. Heft, Januar 1922. Ackeret, ZFM 1925, S. 49. Ackeret, Das Rotorschiff, Göttingen, 1925. Betz, Zeitschrift d. VDI 1925, S. 9. Prandtl, Naturwissenschaften 1925, S. 93.

lich auf der Rückseite von Körpern oder hinter scharfen Kanten die Ursache für die Entstehung von sog. Totwassergebieten, welche die glatte Potentialströmung von der Oberfläche abdrängen und das bekannte »Abreissen« veranlassen. Das Totwasser selbst ist erfüllt von stark verlangsamter und wirbelnder, oft auch rückströmender Luft, welche sich erst mit wachsender Entfernung vom Körper allmählich wieder durch Mischung und Reibung der äußeren Potentialströmung angleicht. Man kann auch feststellen, daß das Gebiet, wo ein Abreißen droht, stets dort ist, wo sich die Potentialströmung verzögert oder wenigstens soeben zur Verzögerung ansetzt.

Daß die Grenzschicht die Ursache dieser Ablösung ist, ist ebenfalls experimentell beobachtet. Laufbildaufnahmen von Wasserströmungen[1]) zeigen, daß z. B. um einen Kreiszylinder in den ersten Augenblicken der Bewegung eine totwasserfreie Potentialströmung vorhanden ist, welche sich auf der Rückseite in einem Staupunkt schließt, wie sie sich vorn spaltet. Dann aber sieht man, wie hinter der Stelle größter Zylinderbreite, also im Gebiet der verzögerten Strömung, plötzlich aus der Grenzschicht eine Störung herauswächst, die schließlich die ganze rückseitige Strömung in ein ziemlich wirbelndes Totwasser verwandelt.

Diese aus der Grenzschicht entstehende Störung ist aufgestautes und teilweise rückwärtsströmendes Grenzschichtmaterial. Was sich in der Grenzschicht in diesem Augenblick abspielt, läßt sich physikalisch einigermaßen mit der Bewegung eines durch Reibung gebremsten Pendels vergleichen, während die Potentialströmung in ähnlicher Weise dem reibungslosen Pendel entspricht. Das Pendel möge ohne Anfangsgeschwindigkeit aus seiner Anfangshöhe, gegen den tiefsten Punkt seiner Bahn hin, losgelassen werden; dem entspricht der Beginn der Grenzschichtströmung am vorderen Staupunkt, d. h. am Punkt größten statischen Drucks mit der Geschwindigkeit Null. Wäre das Pendel nun reibungslos, so hätte es in diesem Punkt soviel kinetische Energie zu seiner anfänglichen hinzu erworben, als es an potentieller Energie während dieser Zeit verloren hat (Stelle größter Stromlinienzusammendrängung, also nach dem Bernoullischen Gesetz tiefsten Drucks in der Potentialströmung). Während der nun folgenden Augenblicke könnte das Pendel auf Kosten der soeben erworbenen kinetischen Energie seine Anfangshöhe auf der anderen Ausschlagsseite wieder erlangen und würde dort genau mit der Geschwindigkeit Null ankommen (vollständiger Druckrückgewinn in der Potentialströmung auf Kosten der Geschwindigkeit). Nun ändert sich dieser Vorgang aber, wenn das Pendel durch Reibung gebremst ist. Da ein Teil seiner Energie verlorengeht, so vermag es seine Anfangshöhe nicht mehr zu erreichen, wird daher schon vorher stehenbleiben und vermöge seiner potentiellen Energie wieder nach rückwärts fallen.

An die Stelle der tangentiellen Kraftkomponente beim Pendel tritt für die Grenzschicht der Druckverlauf, der ihr wegen ihrer Dünnheit von der äußeren Potentialströmung, wie man sagt, aufgeprägt wird. So ist es begreiflich, daß sich nach den ersten Augenblicken der Strömung entlang einer Oberfläche plötzlich Grenzschichtmaterial an irgendeiner Stelle des Druckanstiegs anhäuft, unter teilweisem Rückströmen in die Potentialströmung hinausschiebt und sich hier mit Teilen von dieser zu wirbelartigen Gebilden aufwickelt, aus denen das Totwasser hinter dem Körper entsteht.

Die wandnächsten Teile der Grenzschicht sind nun so stark verzögert, daß man erwarten könnte, daß hier sofort mit Einsetzen des Druckanstiegs auch die Strömungsumkehr und Ablösung beginnen. Dies ist aber, wie man weiß, sehr oft nicht der Fall. Viele schlankere Körperformen zeigen in ihrem Druckanstiegsgebiet überhaupt keine eigentliche Strömungsablösung, sondern nur eine starke Verzögerung und Verbreiterung der Grenzschicht, aus denen übrigens ebenfalls eine, wenn auch geringere, Veränderung der Gesamtströmung gegenüber der reinen Potentialströmung hervorgehen kann. Die Ursache für das Ausbleiben der Ablösung in solchen Fällen ist die schon erwähnte seitliche Impulsübertragung, welche für die laminare Grenzschicht zwar klein ist, für die turbulente aber ganz beträchtlich sein kann und eine dem Erlahmen der Grenzschichtströmung entgegengerichtete Schleppwirkung bedeutet.

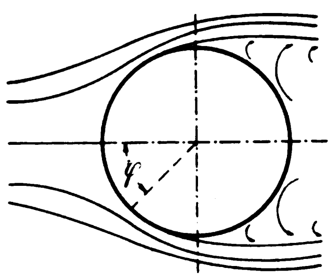


Abb. 2. Strömung um die Kugel unterkritisch.

Mit letzterer hängt auch die häufig zu beobachtende Tatsache zusammen, daß die Strömungsablösung an Körpern im überkritischen Gebiet erst weiter hinten eintritt als im unterkritischen (vgl. auch Abb. 2 u. 3).

Das Absaugen von Grenzschichtmaterial in solchen gefährlichen Druckanstiegsgebieten dient nun dazu, die übermäßige Verdickung der Grenzschicht und dadurch auch die Ablösung der Strömung an dieser Stelle zu verhindern. In vielen Fällen wird man mit einem einzigen schmalen Absaugegebiet nicht auskommen, sondern mehrere solche Streifen aufeinander folgen lassen oder eine kontinuierlich abgesaugte Oberfläche verwenden. Da mit dem Verlauf der äußeren Strömung die Druckverhältnisse rings um einen Körper aufs engste verknüpft sind, ist die Absaugung auch ein Mittel zur Beeinflussung der auf einen Körper ausgeübten Druckkräfte, also des Auftriebs (und induzierten Widerstands) und des unabhängig von einem etwaigen Auftrieb auftretenden Druckwiderstands: Eine Erzeugung oder Vermehrung von Unsymmetrie in der Umströmung des Körpers bedeutet eine Vermehrung des Auftriebs (einschl. induzierten Widerstands) und eine Verkleinerung des Totwassers, eine Verringerung des durch die Verdrängung der Potentialströmung entstehenden Druckwiderstands. Bekannt ist, daß letzterer für eine ganz totwasserlose Potentialströmung Null ist.

Eine weitere Möglichkeit, welche sich aus der Absaugung ergibt, ist die Verbesserung der Strömung in Krümmern, Diffusoren usw.; in dieser Hinsicht sei auf den in Vorbereitung befindlichen Aufsatz über Grenzschichtabsaugung von Ackeret in der Zeitschrift des VDI verwiesen.

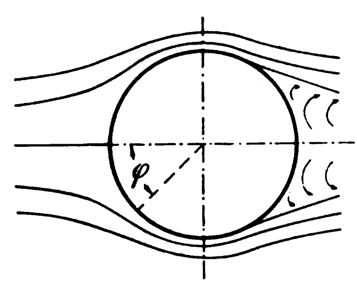


Abb. 3. Strömung um die Kugel überkritisch.

Bezüglich vieler Totwasserbildungen (z. B. an scharfen Krümmungen und an Kanten) könnte man der Meinung sein, daß das Ablösen und Geradeausströmen die natürliche, durch die Massenträgheit bedingte Strömungsform sei, mit der Grenzschicht nichts zu tun habe und darum auch durch Absaugen nicht zu verhindern sei. Das ist unrichtig. Die Flüssigkeit bildet vielmehr auch in diesen Fällen ganz zu Anfang kein Totwasser. Physikalisch denkbar sind in gewissem Sinne wohl beide Strömungen, sowohl die totwasserfreie als auch die mit einer Trennfläche zwischen ruhen-

[1]) Tietjens, Jahrbuch 1925 der WGL, S. 100.

der und bewegter Flüssigkeit; unmöglich ist aber die Entstehung einer solchen Trennfläche bei der Beschleunigung des Materials aus dem Ruhezustand heraus, wie man sich durch Betrachtung der dabei auftretenden Druckverhältnisse überlegen kann[1]). Erst die Grenzschicht gibt auch in diesen Fällen den Anlaß zur Ablösung.

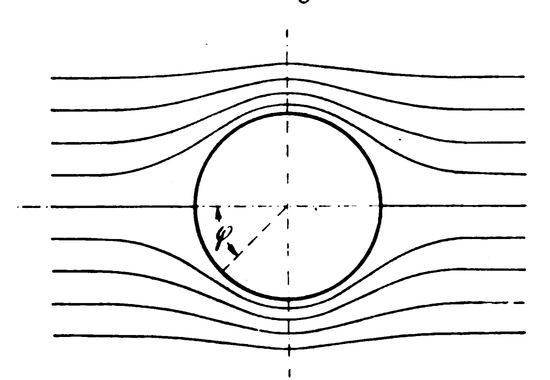


Abb. 4. Theoretische Potentialströmung um die Kugel.

Wichtig ist übrigens noch die Feststellung, daß der reine Flächenreibungswiderstand durch die Absaugung nicht geringer, sondern größer wird; daß also eine Grenzschichtabsaugung bei Körpern mit vorwiegendem Reibungswiderstand keine Widerstandsverminderung mit sich bringt.

Als Beispiel für die Wirkung der Absaugung wurde die Kugel untersucht. Dabei kam es im wesentlichen auf eine Verkleinerung des Totwassers, somit auf eine Verringerung des Druckwiderstands an. Wie groß im Falle der Kugel der Einfluß der Totwassergröße auf die Druckverteilung sein kann, zeigt schon die Betrachtung der unterkritischen und der überkritischen Strömung um die Kugel ohne Absaugung (Abb. 2 und 3), für welche Messungen von Druckverteilungen vorhanden sind (Abb. 5). Als dritter Fall (Abb. 4) ist noch die (gerechnete) reine Potentialströmung hinzugefügt, wie sie etwa durch ideale Absaugung erzielt werden könnte. Den drei Druckverteilungen entsprechen drei verschiedene c_w-Werte, der größte für die laminare Grenzschichtströmung, $c_w = 0$ für die reine Potentialströmung. Die Druckverteilungen I und II sind Eiffelschen Messungen entnommen[2]), scheinen aber gewisse Ungenauigkeiten aufzuweisen. Die Frage der kritischen Zahlen von Kugeln ist an anderen Orten eingehend erörtert[1]).

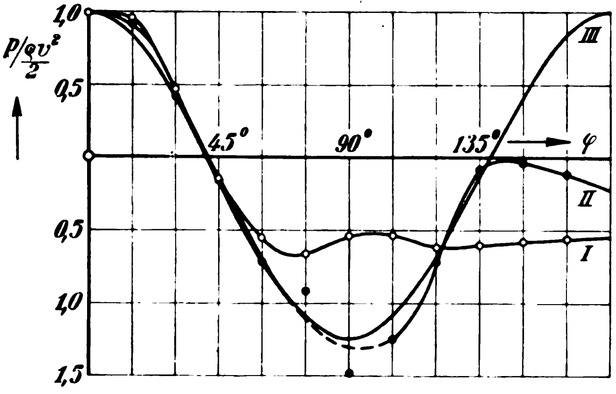


Abb. 5. Druckverteilungen zu Abb. 2—4: I zu Abb. 2, II zu Abb. 3, III zu Abb. 4.

II. Versuchsanordnung.

Die Versuche wurden im kleinen Windkanal der Göttinger Versuchsanstalt ausgeführt. Die Widerstandsmessung geschah durch Wägung in der üblichen Weise (vgl. Ergebn. d. Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen I, S. 27). Die Versuchsanordnung im einzelnen geht aus der Abb. 6 hervor. Der mit der Widerstandswage verbundene, an den Drähten V_1, V_2 und D pendelnd aufgehängte Teil der Einrichtung besteht aus der Kugel selbst und den Rohren bis zum senkrechten Rohr R. Zur Widerstandswage führt der im vorderen Staupunkte angreifende Draht W, welcher durch ein hinter der Kugel angebrachtes Spanngewicht Sp straff gehalten wird. Das senkrechte Rohr R und das Wassergefäß Wg, welche in Abb. 7 im Schnitt gezeichnet sind, stehen schon außerhalb des Windstrahls. Man sieht, daß der bewegliche Teil der Anordnung bei der Wägung ohne Störung für die Absaugung frei pendeln kann.

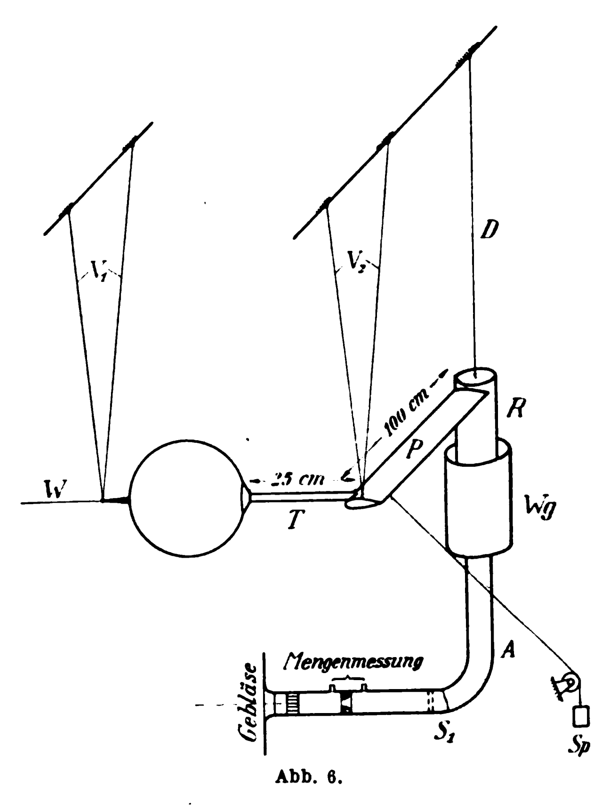


Abb. 6.

Im Innern von R ist das engmaschige Sieb S eingesetzt, das den Zweck hat, die Absaugeströmung vor dem Eintritt in das (nicht bewegliche) Rohr A gerade zu richten, da sonst auf das pendelnde System ein Rückstoß ausgeübt wird, welcher den gemessenen Widerstand verfälscht. Wichtig ist auch, daß die Ebenen von V_1 und V_2, ebenso die Richtung von D senkrecht sind; sonst würden etwa an der Kugel und dem Profilrohr auftretende Auftriebskräfte ebenfalls einen Fehler im Widerstand erzeugen; vor allem würde ein solcher auch durch die am oberen Boden von R angreifende Druckkraft entstehen, welche vom Unterschied zwischen dem dortigen Innendruck und dem äußeren Atmosphärendruck herrührt.

Die innere Absaugeeinrichtung der Kugel zeigt Abb. 8, ebenso ihre Abmessungen. Die Kugel ist aus Holz gedreht und poliert. Bei den ersten Versuchen war als Oberfläche für die Absaugegebiete einfaches gewebtes Drahtsieb ver-

[1]) Eine Beschleunigung der Flüssigkeit nur diesseits einer Trennfläche würde bedeuten, daß hier im ersten Augenblick z. B. ein mit der Beschleunigung zusammenhängendes Druckgefälle $\Delta p = \Delta l \cdot \varrho \cdot \frac{dv}{dt}$ längs der Trennungsfläche vorhanden wäre, während es unmittelbar daneben, im unbeschleunigten Gebiet, nicht bestehen könnte; quer zur Trennfläche würden also Drucksprünge auftreten, und diese sind physikalisch unmöglich.

[2]) Eiffel, Nouvelles recherches sur la résistance de l'air et l'aviation. Paris 1914, S. 92.

[1]) Prandtl, Der Luftwiderstand von Kugeln, Nachrichten der Kgl. Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen, Math.-physik. Klasse 1914. — Wieselsberger, Der Luftwiderstand von Kugeln, ZFM 1914, S. 140.



wendet, späterhin an dessen Stelle fein gelochtes Messingblech von 0,4 mm Dicke (vgl. Abb. 9; Lochdurchmesser 0,3 mm, Lochzahl auf 1 cm^2: 108). Abgesaugt wurde auf Ringstreifen von der Art, wie sie Abb. 8 zeigt: die hier verwendete Streifenanordnung entspricht Versuchen aus früheren Jahren. Da sich damals der vorderste Streifen — werte unserer unabgesaugten Kugel bei zeitlich auseinander liegenden Messungen nicht genau gleichblieben, ebenso daß sie sich nicht genau mit sonstigen Widerstandsmessungen an Kugeln decken.

Die mitgemessenen Nebenwiderstände (Drähte und Rohrleitungen im Wind) wurden durch Hilfsmessungen eliminiert.

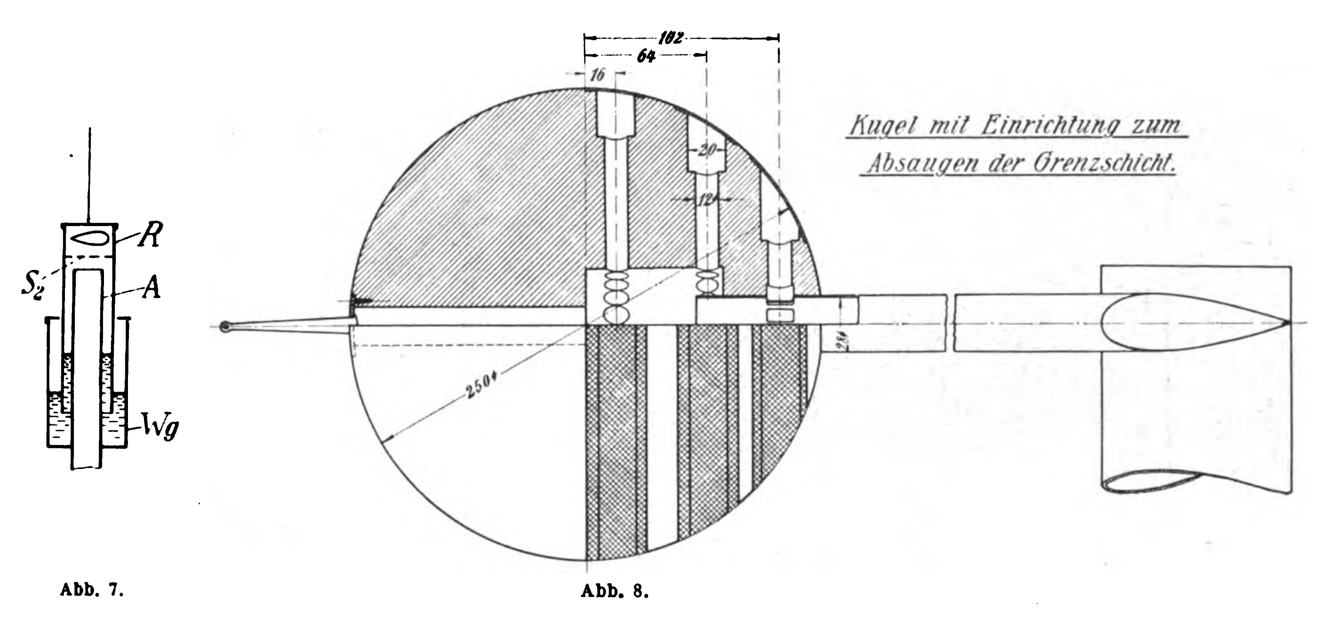


Abb. 7. Abb. 8.

wenigstens für das überkritische Gebiet mit seinem weit nach hinten gerückten Ablösungspunkt — als überflüssig erwies, ist die dortige Öffnung späterhin durch einen Ring aus gewöhnlichem Blech verschlossen worden. An Stelle der übrigen einzelnen Streifen trat ferner eine einzelne Kugelhaube, auf der nun in verschiedenster Weise durch Verkleben mit dünnem Papier Absaugeringe und abgedeckte Gebiete angeordnet werden konnten. Im Innern der Kugel befand sich auch die Sonde zur Messung des Absaugeunterdrucks, ein Messingröhrchen mit seitlichen Anbohrungen, dessen offenes hinteres Ende in der Tülle T vom Absaugerohr endigte (Abb. 6). Während der Wägung war der dort sitzende Meßschlauch natürlich stets entfernt.

An der Stelle M der Abb. 6 befindet sich die Mengenmeßdüse, aus deren Druckabfall nach dem Bernoullischen Gesetz die Durchflußmenge bestimmt wurde. Vor der Meßdüse mußte zur Erzeugung einer gleichmäßigen Geschwindigkeitsverteilung ebenfalls ein Drahtsieb S eingesetzt werden. Ebenso war zwischen Meßdüse und Gebläse (Zentrifugalventilator) ein zellenförmiger Gleichrichter erforderlich, da das Gebläse in dem erforderlichen Zustand starker Drosselung drehende Luft bis zur Druckmeßstelle zurückströmen ließ und so die Druckablesung am Rohrumfang vergrößerte.

III. Messung und Ergebnisse.

Wie schon erwähnt, wurden bei diesen Versuchen die Menge und der Unterdruck der Absaugung und außerdem der Widerstand durch Messung bestimmt. Daß Widerstandsmessungen an der Kugel schon unter gewöhnlichen Verhältnissen beträchtliche versuchstechnische Schwierigkeiten bieten, ist bekannt. Sind doch zunächst geringfügig erscheinende Dinge, wie der Turbulenzgrad des Windes, geringe Oberflächenrauhigkeiten, die Art der Aufhängung und anderes mitunter von großem Einfluß auf den Strömungsverlauf, Ablösungspunkt und Widerstand. Diese Schwierigkeiten kehren verstärkt bei der Absaugekugel wieder, wo z. B. die Beschaffenheit der Oberfläche und die Größe der Aufhängevorrichtung noch von sonstigen Umständen mitbedingt sind. Der Blechring am Äquator — dem Gebiet größter Störungsempfindlichkeit — ist in dieser Hinsicht etwas bedenklich, ebenso das Abdecken mit Papier; doch ließ sich beides zunächst nicht vermeiden. Es ist darum auch nicht zu verwundern, daß schon die Widerstands-

Ganz genau erfassen ließen sie sich freilich nicht, weil der Strömungszustand hinter der Kugel, wo diese Teile sich hauptsächlich befinden, in jedem Fall wieder anders ist. Für die nicht abgesaugte Kugel wurde eine Hilfsmessung mit der nur als Blende vor den Nebenwiderständen hängenden Kugel vorgenommen. Für den Fall mit Absaugung trat noch eine zweite Messung hinzu, bei der die Kugel ganz entfernt war, bei der also die den Nebenwiderstand erzeugenden Teile im ungehemmten Windstrom hingen. Bei einer vollständigen Verwirklichung der totwasserlosen Potential-

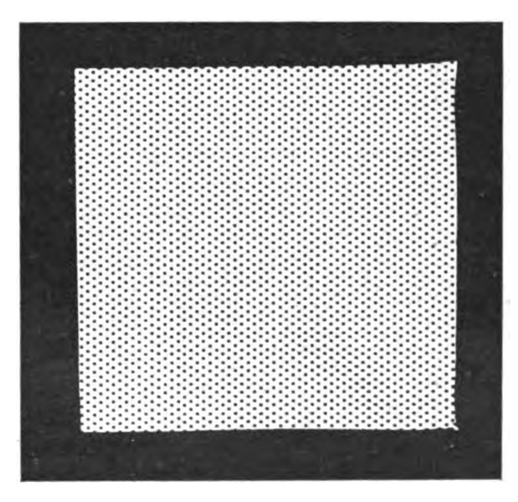


Abb. 9.

strömung hätte man angenähert die zweite Hilfsmessung allein anwenden können. Die tatsächlichen Verhältnisse schienen etwa berücksichtigt durch das arithmetische Mittel aus der ersten und zweiten Nebenwiderstandsbestimmung. Eine Abschätzung ergab etwa ± 5 vH mögliche Unsicherheit im Kugelwiderstand durch diese Rechnungsweise.

Die Messungen hatten den Zweck, die größten, überhaupt möglichen Widerstandsverminderungen in unserer Anordnung festzustellen. Sie haben darum keinen eigentlich systematischen Charakter. Abgesaugt wurde eben in jedem

Fall soviel, als das Gebläse überhaupt leistete, da es sich zeigte, daß mit einer Verringerung der Absaugung stets eine Vergrößerung des Widerstands Hand in Hand ging. Die Mengen und Leistungen der Absaugung sind daher ihrer absoluten Größe nach stets ungefähr, jedoch nicht vollständig genau dieselben. Durch diesen Gang der Versuche ist auch die in den Abb. 10 und 11 gewählte Darstellungsweise der Ergebnisse bedingt. Über der Windgeschwindigkeit v und der entsprechenden Reynoldsschen Zahl $R = \frac{v\,d}{\nu}$

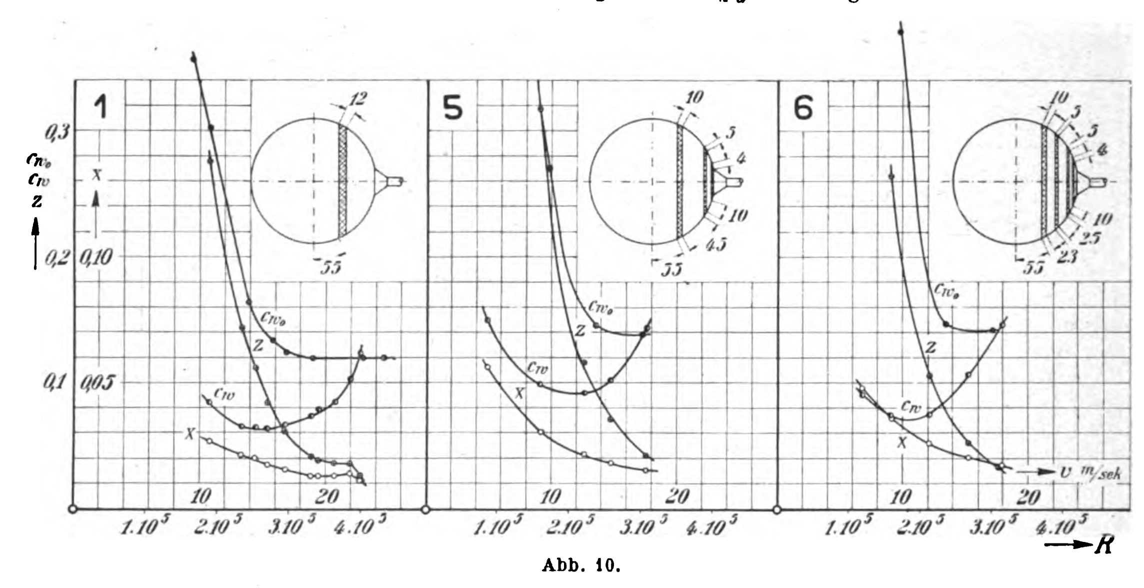


Abb. 10.

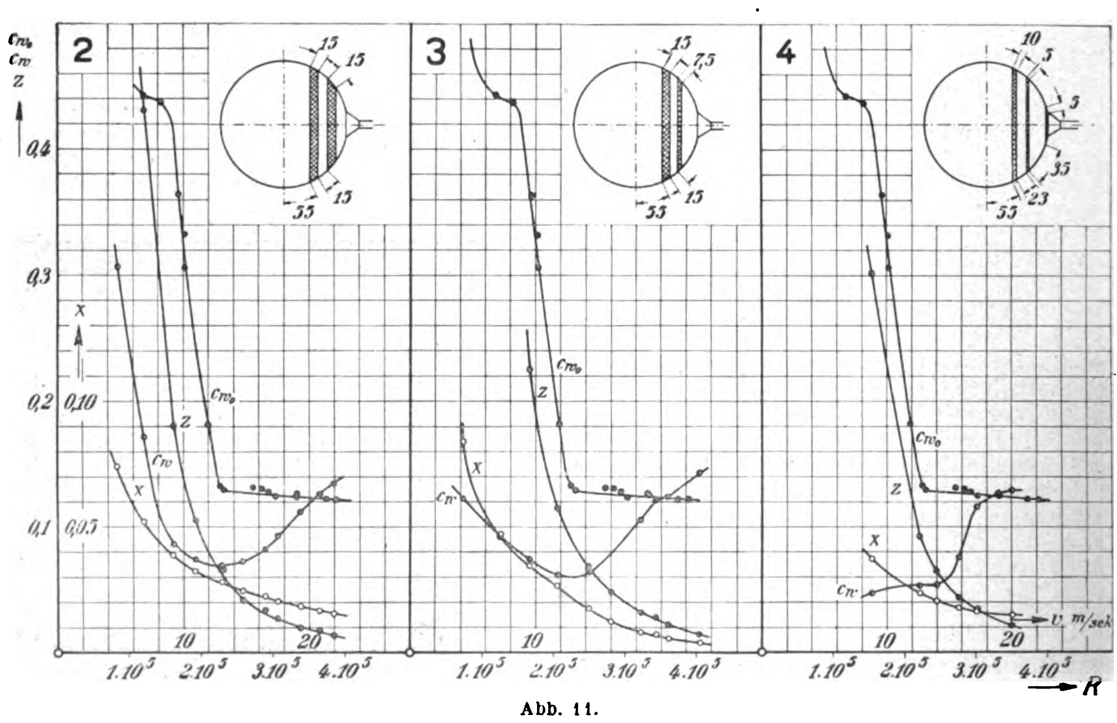


Abb. 11.

(d = Kugeldurchmesser) sind hier für jede Art der Abdeckung aufgetragen: c_{w0}, der Widerstandsbeiwert der nicht abgesaugten Kugel und c_w, der durch die Absaugung erzielte günstigste Beiwert, ferner die dimensionslosen Beiwerte x und z, aus welchen sich die Stärke der Absaugung berechnen läßt.

Aus x bestimmt man die sekundliche Absaugemenge

$$Q = x \cdot v \cdot F$$

und aus z die Absaugeleistung

$$L = z \cdot \frac{\varrho}{2}\, v^3 \cdot F, \text{ wo } F = \frac{d^2 \pi}{4} \text{ ist.}$$

xF kann als eine Fläche aufgefaßt werden, welche von der Absaugemenge eine anschauliche Vorstellung gibt: innerhalb eines aus Stromlinien bestehenden Zylinders vom Querschnitt xF strömt die ganze eingesaugte Luftmenge gegen die Kugel an (diese Querschnittsfläche ist in unseren Messungen 1 bis 7 vH der Gesamtquerschnittsfläche F).

Als Leistung der Absaugung wurde einfach

$$L_a = Q \cdot p_a$$

genommen (p_a = Absaugeunterdruck im Innern der Kugel). Die so definierte Leistung ist also nur die zum Einsaugen der Luft in die Kugel erforderliche. Was zur Wegführung der Luft aus der Kugel noch weiter an Leistung nötig ist, ist von der jeweiligen Anordnung abhängig und hier nicht mitberücksichtigt.

Die Ergebnisse zeigen eine recht beträchtliche Verminderung des Widerstands, welche sich besonders bei den mittleren Geschwindigkeiten bemerkbar macht. Für die größeren Geschwindigkeiten ist natürlich bei entsprechenden Absaugeleistungen eine gleiche Widerstandsverminderung zu erwarten. Unser ziemlich kleines Gebläse reichte hier nicht mehr aus. Das Ansteigen des Widerstandes gegen die kleinen

Geschwindigkeiten hin, im unterkritischen Gebiet unserer Kugel[1]) hat eine andere Ursache. Die schon erwähnte Verschließung des am Äquator liegenden Absaugestreifens macht sich hier wohl in ungünstigem Sinne bemerkbar. Noch bevor die Absaugung beginnt, löst sich im unterkritischen Falle die Potentialströmung ab (etwa am Äquator, vgl. Abb. 2), und was nun hinterher eingesaugt werden muß, um die Strömung wieder zum Anliegen zu veranlassen, ist nicht nur das Grenzschichtmaterial, sondern eine ganze Menge vorher freiströmender Luft, die sich mit der Grenzschicht zusammen nach der Ablösung zu Wirbeln aufgewickelt hat. Der Vorwärtsimpuls dieser ganzen auf die Geschwindigkeit Null »abgebremsten« Luftmenge äußert sich in der Wage als Widerstand.

Auffällig groß sind überhaupt noch die Absaugemengen und die Absaugeleistungen; sie sind um ein Vielfaches größer, als überschlägige, theoretische Rechnungen erwarten lassen. Doch läßt sich diese Tatsache aus der Beschaffenheit unserer Versuchseinrichtung physikalisch wohl erklären; für die vorliegende Reihe von Versuchen konnte sie aber nicht mehr geändert werden, da solche Veränderungen stets mit einem nicht unerheblichen Aufwand von Zeit und Mitteln verknüpft sind. Die große Absaugemenge hängt wahrscheinlich mit einer im Verhältnis zur Grenzschichtdicke zu großen Oberflächenrauhigkeit zusammen. Die auftretenden Grenzschichten sind ja klein (etwa von der Größenordnung 1 mm) und der abzusaugende Teil der Grenzschicht ist noch wesentlich dünner. Es scheint bei abgesaugten Körpern ganz außerordentlich viel auf eine sehr glatte Oberfläche anzukommen. Der große Unterdruck, welcher für die Absaugung notwendig war, rührt von der zu geringen Durchlässigkeit des verwendeten Siebblechs her, das seinerseits eben ursprünglich für geringere Mengen gedacht war. Die Messungen zeigen nämlich, daß z. B. in den Fällen kleiner c_w-Werte der innere Absaugeunterdruck etwa das Zwei- bis Sechsfache des Staudrucks $\frac{\varrho}{2} v^2$ betrug, während doch die äußeren Unterdrücke an der Kugel im abgesaugten Gebiet zwischen 0 und 0,7 $\frac{\varrho}{2} v^2$ liegen. Der ganze übrige Druck, in den angeführten Fällen, also $\frac{2}{3}$ bis $\frac{11}{12}$ des gesamten Drucks, wird dazu verbraucht, den Durchtrittswiderstand des Gitters zu überwinden, der dadurch noch größer wird, daß die Einströmgeschwindigkeiten durch die

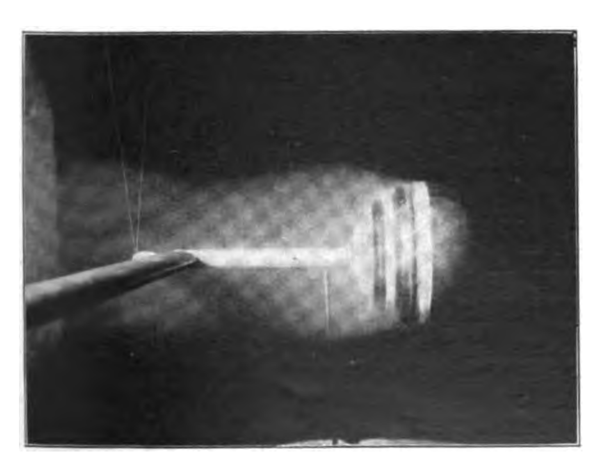


Abb. 12. Totwasser ohne Absaugung.

verschiedenen Absaugestreifen meist verschieden sind. — Jedenfalls sieht man, daß eine Herabsetzung von Absaugemenge und Absaugeleistung auf die theoretisch zu erwartende Größenordnung zwar denkbar und zu erwarten ist, aber noch weitere Versuchsarbeit erfordert.

[1]) Die kritische Reynoldssche Zahl unserer Kugel ist ungefähr = 200000.

In Abb. 12 u. 13 sind schließlich noch zwei Lichtbilder wiedergegeben, welche die Verkleinerung des Totwassers mit Hilfe der Absaugung zeigen. Der von hinten zugeleitete Rauch zeigt die Ausdehnung der beiden Totwasser. Abb. 12 ist ohne, Abb. 13 mit Absaugung gewonnen. In Abb. 13

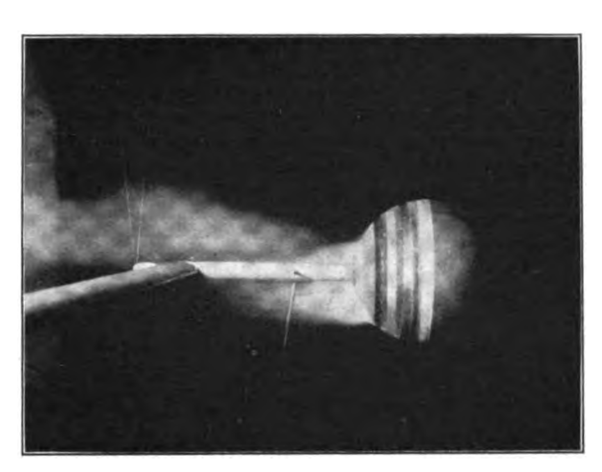


Abb. 13. Totwasser mit Absaugung.

sieht man sehr deutlich, wie unstabil diese durch Absaugung erzwungene Potentialströmung sein kann. Die Rauchteile, welche sich schon etwas von der Kugel entfernt haben, liegen beträchtlich höher als das sich im Augenblick der Aufnahme an die Kugel ansetzende Totwassergebiet. Das Totwassergebiet ist also während des vorhergehenden Augenblicks von oben nach unten umgeschlagen. Solche Schwankungen im Anliegen der Strömung waren stets auch in der Unterdruck- und Mengenmessung spürbar, ebenso in der Widerstandswägung. Es gab sogar Fälle, wo die Messung im Widerstand und gleichzeitig in der Absaugung ein Hin- und Herschwanken zwischen zwei wesentlichen verschiedenen Strömungszuständen anzeigte, welche sich in zeitlichen Abständen von mehreren Sekunden ablösten. Diese Frage der Stabilität spielt natürlich für mehr technische Aufgaben eine wichtigere Rolle als hier.

Anhangsweise soll noch eine Betrachtung angestellt werden, welche ebenfalls einer mehr technischen Einstellung zur Frage der Widerstandsverminderung durch Absaugung entspricht und darum gerade für den Fall der Kugel — besonders mit den bis jetzt erzielten Werten von z und x — nicht von großer Wichtigkeit ist.

Zur Beurteilung der im ganzen zu erzielenden Leistungsersparnis steht, wie gezeigt werden soll, der Leistung ohne Absaugung

$$L_0 = c_{w0} \cdot \frac{\varrho}{2} v^3 F$$

nicht etwa einfach

$$L = c_w \cdot \frac{\varrho}{2} v^3 \cdot F$$

gegenüber, sondern

$$L' = (c_w + z - x) \frac{\varrho}{2} v^3 \cdot F,$$

wo also $c_w + z - x$ eine Art effektiver Widerstandsbeiwert im Falle der Absaugung ist. An seine Stelle tritt übrigens, wenn man auch noch den Wirkungsgrad η des Absaugegebläses mitrechnet,

$$c_w + \frac{z}{\eta} - \eta\, x.$$

Das Glied z bzw. $\frac{z}{\eta}$ bedeutet dabei nichts weiter als die Leistung, welche zum Einsaugen der Luft in die Kugel notwendig ist

Das andere Glied $-x$ bzw. $-\eta x$ ist etwas schwerer zu verstehen. Es hängt mit der Art und Weise der Luftwegführung aus dem Kugelinneren zusammen. Daß die Art unserer Versuchsanordnung, nämlich die Luft senkrecht zur Windrichtung nach der Seite wegzuleiten, nicht die technisch günstigste ist, ist einleuchtend, wenn man bedenkt, daß ein Abstoßen der Luft nach hinten stets einen gewissen Vortrieb erzeugen wird und darum günstiger ist als jede andere Wegleitung. Die Frage ist nur: mit welcher Geschwindigkeit stößt man die Luft am vorteilhaftesten nach hinten aus? Diese Geschwindigkeit soll mit nv bezeichnet werden, wo n ein zunächst noch unbekannter Zahlwert ist. Um die abgesaugte Luft im Kugelinneren von der Geschwindigkeit 0 auf diese Geschwindigkeit zu bringen, ist eine Beschleunigungsleistung

$$L_b = Q \cdot \frac{\varrho}{2} n^2 v^2 = n^2 x \frac{\varrho}{2} v^3 \cdot F$$

erforderlich. Dieser Leistung entspricht also ein dimensionsloser Beiwert

$$c_w' = n^2 x.$$

Aus dem Rückstoß geht nach dem Impulssatz ein negativer Widerstandsbeitrag

$$\Delta W = -Q \varrho n v = -2 x n \frac{\varrho}{2} v^2 \cdot F$$

hervor, also eine dimensionslose Ziffer

$$c_w'' = -2 x n.$$

Am vorteilhaftesten ist nun diejenige Ausstoßgeschwindigdigkeit nv, für deren n

$$c_w''' = c_w' + c_w'' = x n^2 - 2 x n$$

ein Minimum ist. Die Rechnung ergibt

$$n = 1.$$

Man wird also am günstigsten die Luft mit Anströmgeschwindigkeiten abstoßen. c_w wurde nun in unserer Anordnung ohne jeden Rückstoßbeitrag bestimmt, und außerdem wurde die Beschleunigungsleistung, wie im früheren ausgeführt, nicht mitgemessen; der Fall unserer Messung ist also derjenige mit $n = 0$ und somit $c_w''' = 0$, während zum Optimum $n = 1$ ein $c_w''' = -x$ gehört. Vom gemessenen c_w dürfen wir also, um auf den überhaupt vorteilhaftesten Fall des effektiven Widerstands zu kommen, diesen Betrag x abziehen. Aus diesem Wert x wird mit Berücksichtigung des Pumpenwirkungsgrads schließlich noch ηx, wie aus der Wiederholung der Minimumsbetrachtung für

$$c_w''' = \eta x n^2 - 2 x n$$

anstatt des früheren Werts $x n^2 - 2 x n$ folgt. Die günstigste Ausblasgeschwindigkeit ist übrigens hier ηv anstatt v.

Wendet man dieses Ergebnis auf die Versuchswerte an, so findet man, daß

$$c_w + \frac{z}{\eta} - \eta x$$

in den günstigeren Fällen ungefähr von derselben Größe ist wie c_{w0} (z. B. für $v = 13$ m/s auf Kurvenblatt 2: $c_{w0} = 1{,}3$ und $c_w + \frac{z}{\eta} - \eta x = 1{,}32$ unter Annahme von $\eta = 0{,}75$). Dieses scheinbar nicht besonders günstige Ergebnis hängt mit den oben beschriebenen Absaugeverhältnissen bei unserer Kugel zusammen und wird sich zusammen mit den Versuchswerten für x und z verbessern.

Buchbesprechungen.

Großer Luftverkehrs-Atlas. Jahrgang 1926. Bearbeitet und herausgegeben unter Mitwirkung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL), Berlin, und unter Benutzung des Materials der Deutschen Lufthansa A. G., Berlin vom Verlag für Börsen und Finanzliteratur A. G. Berlin W 35. Preis (dauerhaft gebunden) M. 25.

Wieder ist ein Schritt weiter auf dem Wege getan, den Luftverkehr zum Allgemeingut für den Privatmann und für die Geschäftswelt zu machen.

Als Ergebnis sorgfältiger und mühevoller Arbeit liegt nunmehr das neue Kartenwerk, der »Große Luftverkehrs-Atlas« vor.

Das Werk bringt in bisher noch nicht existierender Weise 74 in Mehrfarbendruck hergestellte Karten, die in übersichtlicher Weise alle für den Luftverkehr wichtigen Anlagen bringen.

Der redaktionelle Teil enthält Beschreibungen der Flughäfen, Verkehrs- und Notlandeplätze, soweit sie von den Verkehrsflugzeugen 1926 angeflogen werden; auch findet man hier alles Wissenswerte über die Beförderungsbedingungen für Personen, Post und Frachtgüter sowie viele andere, nicht nur den Luftfahrer, sondern auch weitere Industrie- und Geschäftskreise interessierende Angaben.

Die Schwierigkeiten bei der Herstellung des ersten Luftverkehrs-Atlas waren sehr groß. Bisher bestand bei keinem Staate ein ähnliches Werk, daß als Vorlage hätte dienen können. In erster Linie mußte der Atlas sehr schnell erscheinen. Durch die Neuorganisation des Deutschen Luftverkehrs wurde erst Anfang April 1926 das neue Streckennetz festgelegt; es konnte daher erst dann mit der Beschaffung des sehr umfangreichen Grundmaterials an Ort und Stelle begonnen werden.

Während der Bearbeitung gingen von den verschiedensten Kreisen Anregungen und Wünsche über die Ausgestaltung des Atlas ein, die vom bearbeitenden Verlag dankbar aufgenommen und auch nach Möglichkeit berücksichtigt wurden.

Infolge der sehr schnellen Ausdehnung des Luftverkehrsnetzes mußte auch der Inhalt des Atlas während der Bearbeitung immer wieder erweitert werden.

Besonders ist noch darauf hinzuweisen, daß die Streckenkarten des vorliegenden Luftverkehrs-Atlas nicht dem Piloten zur Orientierung beim Fluge selbst dienen sollen, sondern der Atlas ist in erster Linie als Propaganda- und Nachschlagwerk für den Luftverkehr im allgemeinen gedacht, ähnlich dem »Großen Eisenbahn-Atlas von Europa«, der seit 30 Jahren im gleichen Verlag erscheint.

Vom herausgebenden Verlag ist beabsichtigt den Gr. Luftverkehrs-Atlas immer weiter auszubauen und zu ergänzen. Es würde daher sehr begrüßt werden, wenn von recht vielen Stellen neue Anregungen und Wünsche über die fernere Ausgestaltung des Werkes eingehen.

Inhalt. I. Von jeder regelmäßig beflogenen Strecke ist eine Streckenkarte im Maßstab **1 : 1 000 000** hergestellt. (74 Streckenkarten). Einige kurze Strecken haben den Maßstab **1 : 300 000.**

Ortschaften, Eisenbahnen und Beschriftung sind in Schwarz, Gewässer in Blau dargestellt. Die Flugstrecken, die Flughäfen, Verkehrs- und Notlandeplätze, die Seeleuchtfeuer, Feuerschiffe und Leuchttonnen sind in Rot eingedruckt. Außerdem sind in Rot auf den Streckenkarten angegeben: vergleichende Übersichten über Flug- und Fahrzeiten im Flugzeug und mit der Eisenbahn, ferner die Entfernungen zwischen den angeflogenen Flugplätzen bezw. Eisenbahnstationen. Sodann ist auch noch die genaue Lage der Flug- und Landeplätze zur nächsten Stadt eingetragen.

Von allen angeflogenen Flugplätzen sind auf den Streckenkarten besondere Lageskizzen am Rande eingedruckt, aus denen die Lage zur nächsten Stadt und die Flugplatzgrenzen ersichtlich sind. Diese (ca. 100) Skizzen sind im Maßstab 1 : 75 000 hergestellt.

Eine Übersichtskarte 1 : 6 000 000 mit Eintragung aller beflogener Strecken soll das Auffinden der Streckenkarten im Atlas erleichtern.

II. Redaktioneller Teil. Außer alphabetisch geordneten Verzeichnissen der Flugstrecken, der Flughäfen, Verkehrs- und Notlandeplätze, letztere soweit sie von der Lufthansa erkundet und zur Notlandung brauchbar befunden sind, sind die Beförderungsbedingungen für Personen, Post- und Frachtgüter sowie ein Verzeichnis der internationalen Kennzeichen der Flugzeuge, wie sie von der CINA festgelegt sind, aufgenommen.

Die Beschreibungen der Flugplätze im textlichen Teil enthalten Angaben über: Eigentümer und Verwaltung des Platzes, Lage: a) zur nächsten Stadt; b) geographische Lage; c) magnetische Mißweisung; d) Höhe des Platzes über NN., sodann Verkehrsverbindungen vom Flugplatz zur Stadt, Zubringerdienst, Unterkunft für Fluggäste, Post und Zollabfertigung, Funkstelle, Wetterdienst, Gesundheitsdienst, Fernsprechanschlüsse; Angaben, wo die für den Flugbetrieb maßgebenden Stellen untergebracht sind, Verbindungen und Entfernungen in km und Wegminuten bei den verschiedenen Verkehrsmitteln (zu Fuß, mit Auto, mit Straßenbahn etc.) nach dem Stadtinnern, nach der nächsten Straßenbahnhaltestelle, nach den nächsten Personen-, Fern- und Güterbahnhöfen; ferner Beschreibung des Weges vom Flugplatz zum nächsten Haupt- oder Fernbahnhof.

Den Beschreibungen der Flugplätze geht eine Behandlung der betreffenden Stadt mit Angabe der wichtigsten Einrichtungen und Sehenswürdigkeiten voraus. Von mehreren Luftbild-Gesellschaften sind dem Verlag photographische Aufnahmen einer Reihe von Flugplätzen zur Verfügung gestellt, die dem textlichen Teil eingefügt wurden.

Die Anschaffung dieses interessanten zeitgemäßen Werkes, das in gediegener Ausstattung jetzt erschienen ist, kann aufs wärmste empfohlen werden.

Bestellungen für den »Großen Luftverkehrs-Atlas« nimmt die Geschäftsstelle der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt, E. V. (WGL), Berlin W 35, Blumeshof 17, gern entgegen.

Die Streckenkarten der Linien, die nach Redaktionsschluß neu eröffnet sind, können nachträglich vom Verlage bezogen werden. A.

L'Année aéronautique 1925/26. Von L. Hirschauer und Ch. Dollfus.

Das zum 7. Male erschienene Luftfahrtjahrbuch gibt einen guten Überblick über den heutigen Stand der Luftfahrt und insbesondere des Flugwesens. Es zeigt klare Gliederung und sachliches Urteil.

Der erste Teil bringt in übersichtlichen Tafeln Bilder und Zahlenangaben über eine Reihe neuerer Flugzeuge sowie das halbstarre Nobile-Luftschiff N 2 und verschiedene neuere Flugmotoren. Die Auswahl ist geschickt getroffen, so daß sowohl alle Katagorien von Flugzeugen und Motoren wie alle Luftfahrzeuge bauenden Länder vertreten sind.

Wertvoll ist der zweite Teil, der einen Überblick über die erzielten Flugleistungen gibt. Nach Zusammenstellung der existierenden Weltrekorde folgt eine Besprechung der verschiedenen größeren Wettbewerbe aller Länder und der großen Flugzeugreisen, wobei nach kurzer Schilderung des Verlaufes in wenigen Worten ein treffendes Urteil über die gemachten Erfahrungen und die Bedeutung der betr. Veranstaltung gegeben wird. So eignet sich dieser Teil besonders zu schneller Information über die fliegerischen Ereignisse des vergangenen Jahres.

Bei der sehr kurzen Behandlung des Segelflugs fehlen die deutschen Wettbewerbe.

Der dritte Hauptteil behandelt die Unterstützung des Luftfahrtwesens aus öffentlichen Mitteln in den verschiedenen Ländern und gibt eine genaue Zusammenstellung der verschiedenartigen Formen der staatlichen und kommunalen Unterstützung der Luftfahrt. Leider konnten sich in diesem Teile die Verfasser bei Besprechung der deutschen Verhältnisse im Gegensatz zum technischen Teil des Werkes nicht ganz von dem Einfluß der in Frankreich herrschenden politischen Einstellung freimachen.

Der nächste Teil gibt eine Übersicht über den Stand des Luftverkehrs im abgelaufenen Jahr.

Ein geschichtlicher Teil enthält die wichtigsten Daten in der Entwicklung der Luftfahrt, die Steigerung der Rekorde und Zusammenstellung bedeutender Luftreisen früherer Jahre.

Eine Werbeschrift der Zenithvergasergesellschaft, die die Herausgabe des Buches unterstützt hat, bildet den letzten Teil.

Alles in allem genommen ist das Erscheinen des Werkes zu begrüßen, dessen Wert gegenüber ähnlichen Veröffentlichungen gerade darin besteht, daß es sich frei von Zukunftsfantasien und Leitartikelphrasen nur auf die Besprechung von Tatsachen beschränkt. F. Z. Diemer.

Fortschritte der Luftfahrt. Jahrbuch 1926. Von M. v. Langsdorff. Frankfurt a. M. Verlag von H. Bechold. Gr.-8°, 432 S., 561 Abbildungen und Skizzen. Preis in Ganzleinen geb. RM. 24.

Das Buch gibt einen bis ins einzelne gehenden Überblick über die technische Entwicklung der Luftfahrt. Das gesamte Gebiet der Luftfahrt, einerlei, ob es sich um Luftschiffe, Flugzeuge, Motoren, Instrumente oder Ausrüstung handelt, wird besprochen, und so ist ein Buch geschaffen, das dem Konstrukteur, vor allem aber dem Studierenden eine willkommene Stütze bei seinen Arbeiten sein wird, da viele Einzelzeichnungen Lösungsbeispiele geben und auch zu neuen Gedanken anregen können. Die beigefügten Tabellen und Schaubilder erhöhen den Wert dieses umfangreichen Werkes. H.

Um die Freiheit Deutscher Luftfahrt. Von Professor Dr. E. Everling. M. 1. Adolf Sponholtz Verlag G. m. b. H., Hannover.

Der Verfasser, der als flugtechnischer Forscher und Lehrer wie als Luftpolitiker bekannt ist, schildert, wie unsere Luftfahrt durch den Vertrag von Versailles und weit darüber hinaus durch das Londoner Ultimatum gefesselt war, wie Deutschland dann kraft seiner Lufthoheit die »Luftbarrikaden« errichtete und wie unserer Luftfahrt — nach Locarno — in den langwierigen Pariser Verhandlungen eine »Gleichberechtigung« erkämpft wurde. Eine »Gleichberechtigung« allerdings, erkauft durch schwerwiegende Garantien, die diese Gleichberechtigung zum Teil wieder aufhoben und die wirkliche Freiheit deutscher Luftfahrt zu einer Zukunftsaufgabe unserer Luftpolitik machen.

Der kurze Abriß dieser Leidensgeschichte der Deutschen Luftfahrt von einem Manne, der an maßgebender Stelle die Entwicklung miterleben konnte, wird dem Fachmann wie dem politischen Schriftsteller und darüber hinaus jedem Deutschen zur raschen Orientierung willkommen sein.

Outlines of Aeronautical Research Institute, Tokyo Imperial University. März 1926. Tokyo. Gr.-8°, 62 S., zahlreiche Abbildungen und Tafeln im Text.

Eine genaue Beschreibung des Instituts und seiner Einrichtungen und des alten Osakayama-Eisenbahntunnels, der zu Untersuchungen in ruhiger Luft gebraucht wird. Er ist ähnlich wie die Schleppkanäle der Schiffbauversuchsanstalten eingerichtet, aber ohne Wasser. Das Buch enthält weiter Berichte über die bisher vom Institut ausgeführten Arbeiten und über Vorträge, die in seinem Rahmen gehalten wurden. Ferner Berichte über die laufenden Arbeiten, ein Verzeichnis der Mitglieder und Mitarbeiter. H.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [17] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. »Luft-Drucken«, Rauch- oder Lichtreklame-Vorrichtung (s. Abb.) der Sky Printing Ltd., Liverpool, England, Curch Road 20, besteht aus Rahmen, in die Rauch- oder Leuchtgeschosse eingesetzt und dann abgeschossen werden; die einzelnen Geschosse explodieren erst in einiger Entfernung vom Flugzeug in ungestörter Luftströmung und erzeugen schwarze, weiße oder farbige Rauchtupfen oder Leuchtsterne. Die Geschosse sind in dem Rahmen so zusammengesetzt, daß sie bei gleichzeitiger Abfeuerung aller Geschosse einen Buchstaben ergeben. Aus mehreren solcher Rahmen können dann Wörter gebildet werden. Der Einbau im Flugzeug erfolgt entweder für stehende oder liegende Schrift; stehende Schrift am besten für Tagreklame mit Rauchtupfen, liegende Schrift für Nachtreklame.

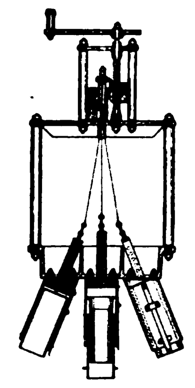


Abb. zu 61701. Luft-Drucker.

Der Rahmen wiegt geladen etwa 11 kg, seine Größe ist 27 × 37 × 55 cm; er kann in 3 min geladen und abgefeuert werden. Laden und Abfeuern kann während des Fluges beliebig oft wiederholt werden. — Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61701.

Flugzeugbau. Preis eines gewöhnlichen Militär-Zweisitzer-DD (Holz) beträgt in Rußland im Reihenbau rd. RM. 28000 (1 RM. gleich 0,46 Rubel gerechnet). Die Herstellungskosten der Flugzeugteile im Reihenbau und Kosten einiger Arbeitsgänge sind etwa folgende:

Rumpf	RM. 2160
Tragdeck	» 6900
Kühler	» 1500
Querruder	» 1200
Höhenflosse	» 820
Höhenruder	» 610
Seitenruder	» 420
Fahrgestell	» 420
Baldachin	» 410
Hauptbrennstofftank	» 760
Falltank	» 130
Öltank	» 270
Räder mit Gummireifen	» 770
Streben	» 420
Luftschraube	» 670
MG-Ring	» 370
Schwanzsporn mit Gummizügen	» 130
Bespannung des ganzen Flugzeuges	» 540
Auftrennen der Bespannung, Anfertigen und Einfügen einer neuen Rippe	» 170
Anfertigen und Einsetzen einer neuen Rumpfstrebe	» 170

— *A. Orlof*, Organisation der Flugzeugausbesserung in Kriegszeiten; Woina i Technika (Krieg und Technik) 6, Nr. 207/208 (Luftflottenheft, Nr. 23/24), S. 10 bis 14 (10 Sp., 1 Schaub.). *Sy., H.* 61702.

Flugzeuge. Comte-Jagd-Einsitzer-HD, Muster A.C. 1, bei der Fa. Alfred Comte, Luftverkehr und Flugzeugkonstruktion, Zürich, im Bau.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Spanten und Holme aus Leichtmetall, mit glattem Duralblech bekleidet. Die vorderen drei Spanten, an denen Motor, Flügelstreben und Spannturm angreifen, sind besonders kräftig ausgebildet, Vorderspant als Brandschott. Führersitz hinter Tragdeckhinterkante.

Triebwerk an 5 Bolzen am Brandschott aufgehängt, Stahlrohrträger. Abwerfbarer Brennstofftank im Rumpfunterteil.

Tragdeck halbfreitragend, durch Spannturm und beiderseits zwei schräge Stiele mit Rumpfober- oder Unterholmen verbunden, Metallgerippe mit Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder, im Fluge einstellbare Höhenflosse.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender, ungeteilter Achse und Gummifederung.

Spannweite		12,0 m
Länge		7,1 m
Höhe		3,1 m
Flügelfläche		24,0 m²
Motor: Rhône-Jupiter		420 PS
Leergewicht		0,87 t
Betriebsstoff	260 kg	
M. G. u. Munition	90 kg	
Instrumente u. Ausrüstung	40 kg	
Führer	80 kg	
Zuladung	470 kg	0,47 t
also Fluggewicht		1,34 t
Flächenbelastung		56 kg/m²
Leistungsbelastung		3,2 kg/PS
Flächenleistung		17,5 PS/m²

— Jagd-Einsitzer A. C.; Aero-Revue Nr. 7 vom Juli 1926, S. 157 (2 Sp., 3 Risse, Zahlenangabe). *H.* 61703.

Flugzeuge. Lioré und Olivier-Verkehrs- oder Fernerkundungs-DD-Flugboot, Muster H 15 (s. Abb.).

Rumpf zweistufig, Spanten in V-Form, scharf hochgezogener Vordersteven. Holzbau. Führersitz auf Backbordoberseite vor den Tragdecks. Fluggastraum mit 12 Sitzen; Einstieg durch Falltüren im Bugdeck.

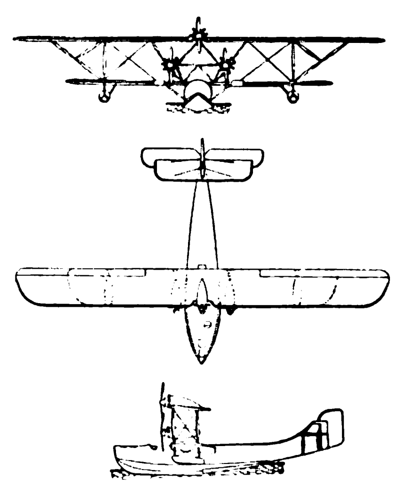


Abb. zu 61704. Lioré-Olivier-Flugboot, H 15.

Triebwerk: Mittelmotor in Mitte des Oberdecks in besonderer Gondel; Seitenmotoren in Gondeln, die seitlich vom Rumpf gegen diesen, die Tragdecks und den Mittelmotor durch Stiele verstrebt sind. Zugschrauben.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, Unterflügel geringerer Abmessung in leichter V-Stellung in den Rumpfoberteil eingesetzt. Gleichbleibender Flügelschnitt über ganze Spannweite, Enden abgerundet. Holzbau mit Stoffbespannung; außer den Motorenträgerstreben ein Stielpaar an den Flügelenden, von dessen Angriffspunkt am Unterflügel ein zweites schräg nach außen geneigtes Stielpaar zum Oberflügel läuft und gegen das senkrechte Stielpaar durch zwei weitere Streben abgesteift ist. Lange, schmale Querruder nur an den Oberflügeln. Hilfsschwimmer unter dem Außenstielpaar.

Leitwerk: verstrebte Flossen, ausgeglichene Ruder.

Spannweite oben	28,10	m
» unten	20,50	m
Länge	16,95	m
Höhe	6,10	m
Flügeltiefe	3,00	m
Flügelfläche	136	m²
Höhenflosse	10,9	m²
Höhenruder	5,8	m²
Kielflosse	3,7	m²
Seitenruder	3,1	m²
Motor: Bristol-Rhône-Jupiter	3 × 420	PS
Leergewicht	3,95	t
Brennstoff	1,08	t
Ladung	1,26	t
Fluggewicht	6,65	t
Flächenbelastung	48,7	kg/m²
Leistungsbelastung	5,3	kg/PS
Flächenleistung	9,3	PS/m²
Betriebsgeschwindigkeit	150	km/h
Schnellflugzahl	6,5	—
Weitflugzahl	2,9	—

— J. Serryer, L'hydravion Lioré et Olivier; Les Ailes **16**, Nr. 264 vom 8. Juli 1926, S. 3 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61704.

Flugzeuge. Bristol-Badminton-Renn-DD, s. Abb., das einzige neue Flugzeugmuster des diesjährigen King's Cup-Rennens.

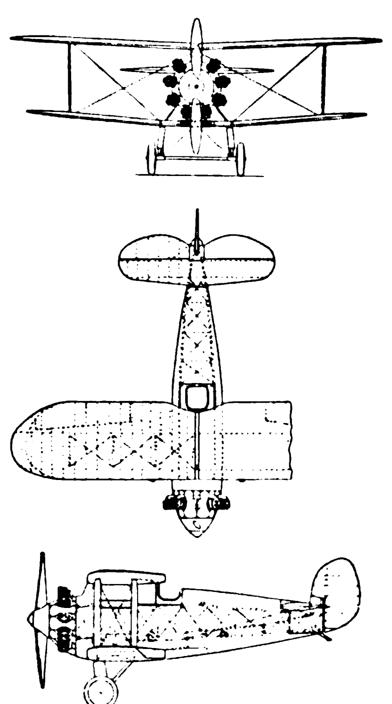


Abb. zu 61705. Bristol-Badminton-Renn-DD.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Holzbau mit Stoff- und Sperrholzbekleidung. Führersitz hinter Tragdeckhinterkante.

Triebwerk an einer Stahlplatte vor dem Brandschott aufgehängt. Die Aluminiumblechverkleidung umschließt den ganzen Motor (auf der Abb. alte Anordnung) und gibt jedem Zylinder nur einen kleinen Ein- und Austrittschlitz für die Kühlluft frei. Ölkühler an der Vorderkante des Unterdeckmittelteils.

Tragdecks durchlaufend, Oberflügel am oberen, gut verkleideten Baldachin angesetzt, Unterflügel an einem Mittelstück am entsprechenden unteren Spannturm, der auch gut verkleidet ist; das Mittelstück ist außerdem durch vier schräge Streben mit den unteren Rumpfholmen verbunden. Die Ober- und Unterflügel sind miteinander durch je ein Stielpaar verbunden; Stromliniendrahtverspannung. Holzbau mit Stoffbespannung. Querruder nur an Unterflügeln.

Leitwerk: feste, große Höhenflosse, zweiteiliges Höhenruder, sehr kleine Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Ölstoßdämpfer im vorderen V-Stiel.

Spannweite	7,30	m
Länge	6,50	m
Flügelabstand	1,50	m
Flügelfläche	19,6	m²
davon Querruder	1,2	m²
Höhenflosse	1,2	m²
Höhenruder	1,1	m²
Kielflosse	0,5	m²
Seitenruder	0,9	m²
Motor: Bristol-Jupiter VI	510	PS
Leergewicht	0,84	t
Zuladung	0,20	t
also Fluggewicht	1,10	t
Flächenbelastung	57,0	kg/m²
Leistungsbelastung	2,2	kg/PS
Flächenleistung	2,5	PS/m²

— The Bristol »Badminton«; Flight **18**, Nr. 27 vom 8. Juli 1926, S. 411 bis 413 (4 Sp., 2 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61705.

Flugzeuge. Albatros-Verkehrs-DD, Muster L 73 (s. Abb.), von den Albatros Flugzeugwerken G. m. b. H., Berlin, im Gegensatz zu der sonst in Deutschland üblichen Ganz-Metallbauweise als verspannter DD mit Stoffbekleidung gebaut, da diese Bauart folgende Vorteile bietet: Einfache Ausbesserungsmöglichkeiten und leichte Kontrolle des gesamten Flügelgerippes. Die Wetterbeständigkeit ist die gleiche wie bei Ganzmetallflugzeugen.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, senkrechte, abgerundete Rumpfnase. Das Gerüst ist im Dreieckverband aus nahtlos gezogenem Stahlrohr zusammengeschweißt. Gepäckraum in Rumpfspitze, dahinter doppelsitziger Führerraum, der durch große Zellhorn-Windschutzscheiben geschützt ist; Einstieg durch Tür in der Vorderwand des Fluggastraumes. Auf dem Instrumentenbrett sind folgende Geräte angebracht:

2 Drehzähler,	1 gewöhnlicher Kompaß,
2 Öldruckmesser,	1 Fernkompaß,
2 Fernthermometer,	1 Borduhr,
2 Benzinuhren,	1 Druckknopfeinschalter,
2 Feuerlöscher,	1 Ausschalter,
2 Ölstandmesser,	3 Schalter für Innenbeleuchtung,
1 Höhenmesser,	
1 Sonder-Höhenmesser,	3 Schalter für Außenbel.,
1 Staudruckmesser,	2 Einspritzpumpen,
1 Gyrorector,	2 Druckluftventile.

Steuerung und alle Motor-Bedienungshebel sind doppelt ausgebildet. Die Fluggastkabine hat 8 Sitzplätze. Sie sind so gebaut, daß aus 4 Sitzplätzen zwei Liegeplätze hergerichtet werden können. Ein durch Kurbel zu öffnendes Triplexglas-Fenster neben jedem Sitzplatz. Vor der hinten an Backbord liegenden Einsteigtür befindet sich ein Vorplatz mit Wascheinrichtung, von dem je eine Tür zur Toilette und einem kleinen Laderaum für Sperrgut führt.

Triebwerk: Die beiden Motoren sind seitlich am ersten Stielpaar in besonderen Gondeln gelagert, die gut stromlinig verkleidet und gegen Unterflügelstutzen und Rumpf durch V-Strebe abgefangen sind. Nach Lösen von 4 Bolzen, einiger Gestänge und Leitungen können die Motoren leicht

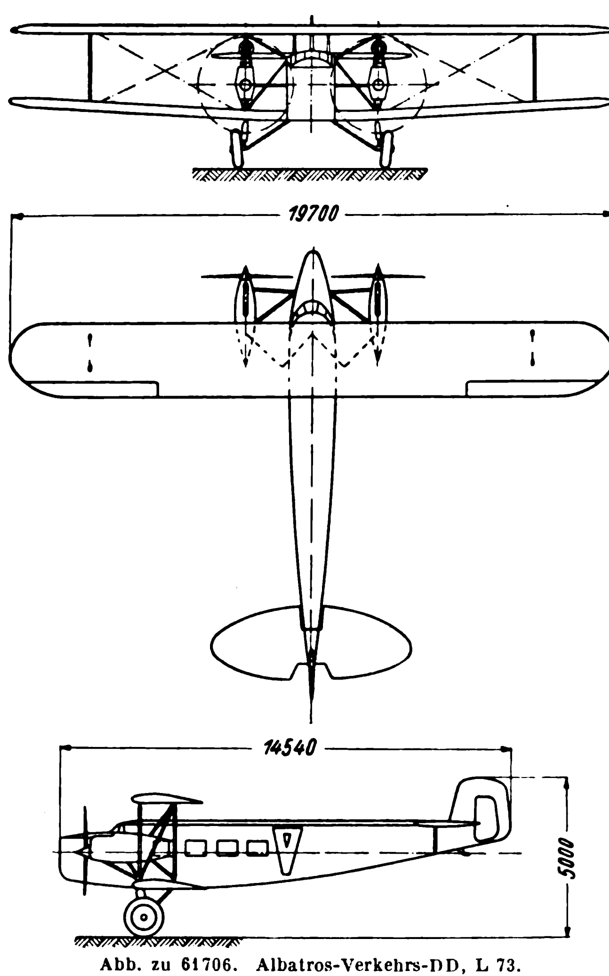


Abb. zu 61706. Albatros-Verkehrs-DD, L 73.

ausgebaut werden. Falltanks im Oberdeckmittelteil, Ölbehälter hinter den Motoren, Stirnkühler vor dem oberen Innenstiel unter dem Oberflügel hängend, Druckluftanlasser.

Tragdecks dreiteilig. Das untere Mittelstück läuft unmittelbar unter dem Rumpf durch und ist nach den oberen Rumpfholmen abgestrebt; das obere Mittelstück liegt auf einem Baldachin. Ober- und Unterflügel sind an den Außenenden durch einen N-Stiel, innen durch einen Rautenstiel verbunden und in den beiden Holmebenen durch Stromliniendraht verspannt. Holme aus Dural-U-Profilen im Gitterverband. Gitterrippen aus dünnwandigem Stahlrohr. Knotenpunktbeschläge aus Stahl, Drahtinnenverspannung, Stoffbespannung. Querruder an allen Flügeln aus Duralrippen mit Stoffbespannung, durch Düsenschlitz vom Flügel getrennt.

Leitwerk: Elliptisches Höhenleitwerk, Flosse halbfreitragend, im Fluge einstellbar; kleine Kielflosse, großes ausgeglichenes Seitenruder. Geschweißtes Stahlrohr-Dreieckfachwerk mit Stoffbekleidung.

Fahrgestell V-förmig, unter den Motor-Stielen angreifend, die schwingenden Achsen sind an Rumpfunterkante gelagert. Öl-Druck-Gummistoßdämpfer im vorderen V-Stiel.

Spannweite	19,7	m
Länge	14,6	m
Höhe	4,7	m
Flügelfläche	92,0	m²
Höhenleitwerk	11,3	m²
Seitenleitwerk	4,5	m²
Motor: BMW IV	2 × 230	PS

Leergewicht		2,914	t
Ausrüstung	110,0 kg		
2 Führer	160,0 kg		
Benzin	520,0 kg		
Öl	50,0 kg		
Kühlwasser	56,0 kg		
Betriebslast	896,0 kg	0,896	t
8 Fluggäste	640 kg		
Gepäck	160 kg		
Nutzlast	800 kg	0,800	t
also Fluggewicht		4,610	t
Flächenbelastung		50	kg/m²
Leistungsbelastung		10	kg/PS
Flächenleistung		5,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		145	km/h
Landegeschwindigkeit		95	km/h
steigt auf 1 km in		14	min
steigt auf 2 km in		32	min
Gipfelhöhe		3	km
Schnellflugzahl		10,9	—
Weitflugzahl		5,4	—
Hochflugzahl		6,7	—

— Bericht nach Angaben der Firma: siehe an:
— K. Rühl und H. Wiederholt, Albatros-Verkehrsflugzeug L 73, ZFM 17, Nr. 14 vom 28. Juli 1925, S. 295 bis 299/8½ Sp., 5 Lichtb., 4 Skizzen, Zahlenangab. *H.* 61706.

Flugzeuge. Hochseefähiger Heinkel-Schul-DD, Muster H. D. 24, s. Abb.

Rumpf rechteckig, Oberseite stark abgerundet, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitze, Führer vorne. Stahlrohrbau aus vier durchlaufenden Längsholmen mit Rohrspanten. Die mit Stahldrähten oder Kabeln ausgekreuzten Spantebenen von viereckigem oder stark gewölbtem Querschnitt sind schräg gelegt, so daß die Seitenwände des Rumpfes aus Dreieckverbänden bestehen, bei denen eine Verspannung sich erübrigt; Stoffbekleidung, Sitze mit Aluminiumblech, um Brandgefahr zu verringern.

Triebwerk auf Stahlrohrgerüst, das mit vier lösbaren Bolzen an den Längsholmen befestigt ist, und das nach Lösen dieser Bolzen und der Rohrleitungsanschlüsse als ganzes ausbaubar ist. Hinter dem Motor Brandschott, Brennstofftanks im Oberdeckemittelteil als Falltanks. Stirnkühler.

Tragdecks dreiteilig, Flügel sind miteinander austauschbar, geringe V-Stellung, starke Staffelung, derart, daß Hinterholm der Oberflügel und Vorderholm der Unterflügel in einer Ebene liegen, die durch Stromliniendraht



Abb. 1 zu 61707. Heinkel-Schul-DD, H. D. 24.

ausgekreuzt ist. Oberdeckmitte durch Baldachin und schräge N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden; Unterflügelstutzen sind seitlich an Rumpfunterkante angeschlossen und durch N-Stiele mit den Baldachin-Rumpfoberkanten-Knotenpunkten verbunden. An den Flügelenden ein N-Stiel. Hölzerne Kastenholme, durch Stahlrohrinnenstiele und Diagonalstreben miteinander verbunden; Rippen aus

Sprucegurten und Sperrholzstegen; Stoffbespannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: Während des Fluges verstellbare Höhenflosse, ausgeglichene Ruder.

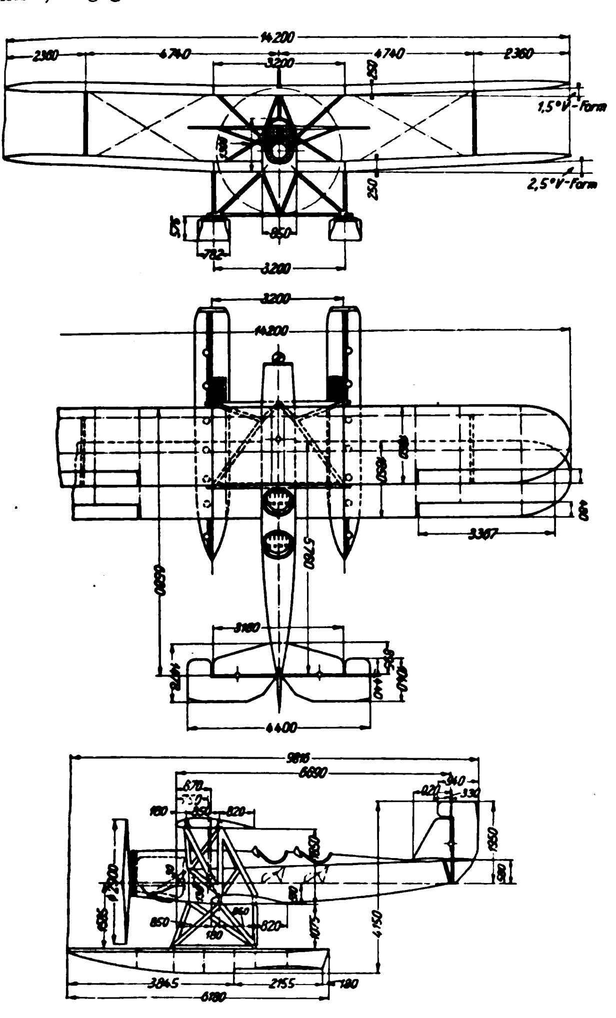


Abb. 2 zu 61707. Heinkel-Schul-DD, H. D. 24.

Schwimmgestell: Die beiden Schwimmer sind jeder durch eine senkrechte N-Strebe mit den Enden der Unterflügelstummel und durch einen schrägen N-Stiel mit den Rumpfunterkanten verbunden, sie sind gegenseitig durch zwei Distanzstiele abgestützt, an denen sie mit schnell lösbaren Lagerböcken befestigt sind; die Distanzstiele sind durch Stahlrohre zwischen den Knotenpunkten miteinander verbunden, der vordere in der Mitte durch V-Stiel gegen Rumpfunterkanten abgestützt.

Schwimmer einstufig, vorne flach, hinten gekielt; Holzbau mit Sperrholzbeplankung und Duraluminboden; verschiedene wasserdichte Abteilungen, die durch Handlöcher zugänglich sind. Jeder Schwimmer hat eine Verdrängung von der Größe des Fluggewichtes.

Spannweite	14,20	m
Länge	9,82	m
Höhe	4,15	m
Flügelfläche	50,1	m²
davon Querruder	5,7	m²
Höhenflosse	1,9	m²
Höhenruder	3,9	m²
Kielflosse	0,7	m²
Seitenruder	1,27	m²
Motor: BMW IV	250	PS
Leergewicht	1,35	t
Zuladung	0,61	t
also Fluggewicht	1,96	t
Flächenbelastung	39,2	kg/m²
Leistungsbelastung	7,9	kg/PS
Flächenleistung	5,0	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	160	km/h
Landegeschwindigkeit	74	km/h
steigt auf 1 km in	8	min
» » 2 km in	18	min
Gipfelhöhe	4,0	km
Schnellflugzahl	14,9	—
Weitflugzahl	4,7	—
Hochflugzahl	5,6	—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61707.

Flugzeuge. Heinkel-Hochsee-TD, Muster S. I, von den Ernst Heinkel Flugzeugwerken G. m. b. H., Warnemünde, auf Grund der Erfahrungen mit den Hansa-Brandenburg-TD gebaut.

Rumpf rechteckig, Oberseite stark gewölbt, hinten senkrechte Schneide. 4 hölzerne, durchlaufende Längsholme mit dazwischengesetzten Schotten, mit Fournier beplankt. Führersitz unmittelbar hinter dem Motor mit guter Sicht nach allen Seiten, die Schwimmerspitzen sind beim Starten und Landen zu überblicken, dahinter Gastsitz, der ebenfalls gute Sicht hat, da die Tragdeckhinterkante ausgeschnitten ist.

Triebwerk auf Stahlrohrgerüst, das mit 4 Bolzen an den Längsholmen angeschlossen ist, nach Lösen dieser Bolzen als ganzes ausbaubar. Brandschott zwischen Motor und Führersitz. Abklappbare Aluminiumblechbekleidung. Öltank unter dem Motor.

Tragdeck: Die beiden Flügel sind in geringer V-Stellung an Rumpfunterkanten angesetzt und zu zwei Drittel freitragend. Holzbau; Fournierholme, deren einzelne Abteilungen durch Luftleitungen miteinander verbunden sind, und die durch Staubsauger gelüftet werden, um die Holme trocken zu halten; Stahlrohrinnenstiele, Kabelinnenverspannung. Entlastete Querruder.

Leitwerk: Verstellbare Höhenflosse, unter dem Rumpf liegende, kleine Kielflosse, ausgeglichene Ruder.

Schwimmgestell: Von jedem Schwimmer läuft von einem gemeinsamen Knotenpunkt ein N-Stiel zu den Rumpfunterkanten und einer zu den Tragflügelholmen schräg nach außen; zwei Distanzstreben zwischen den Schwimmern, an ihnen sind diese mittels schnell lösbarer Lagerböcke befestigt, zwischen Vorder- und Hinterstiel der N-Streben ein Längsrohr zum Steifhalten des Schwimmgestelles nach Ausbau der Schwimmer. Schwimmer einstufig, vorne flach, hinten gekielt, Holzbau aus Fournier, mehrere wasserdichte Abteilungen, die durch Lenzdeckel zugänglich sind. Jeder Schwimmer trägt das 1,1fache Fluggewicht.

Spannweite	18,00	m
Länge	12,66	m
Flügelfläche	52,3	
Motor: Rolls-Royce-Eagle IX	360	PS
Leergewicht	1,70	t
Zuladung	0,75	t
daher Fluggewicht	2,45	t
Flächenbelastung	46,8	kg/m²
Leistungsbelastung	6,8	kg/PS
Flächenleistung	6,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	185	km/h
steigt auf 1 km in	4,5	min
» » 2 km in	10	min
Weitflugzahl	16,4	
Schnellflugzahl	4,7	

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61708.

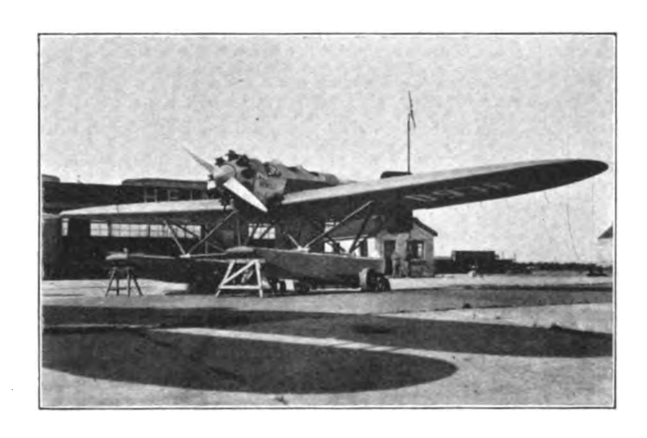
Flugzeuge. Heinkel-Hochsee-TD, Muster H. E. 5, s. Abb., von den Ernst Heinkel Flugzeugwerken G. m. b. H., Warnemünde, gebaut. Sieger im Seeflugwettbewerb 1926.

Rumpf rechteckig, Oberseite gewölbt, hinten senkrechte Schneide und stark hochgezogen. Im Gegensatz zu den bisherigen Baumustern (H. E. 1 bis 4) Stahlrohrbau aus

vier Längsholmen mit eingeschweißten Rohrspanten, Draht-, Kabel- oder Rohrauskreuzungen der Felder; Stoffbespannung. Führersitz hinter dem Motor mit guter Sicht auf die Schwimmervorderteile und freiem Blick nach allen Seiten; dahinter zwei hintereinanderliegende Fluggastsitze mit guter Sicht. Im Rumpf ist Raum zur Unterbringung von Gepäckstücken und zum Einbau von F. T.-Gerät und Lichtbildkammer vorhanden.

Triebwerk auf Stahlrohrunterbau, durch Lösen von vier Bolzen an den Endbeschlägen der Hauptholme leicht als ganzes auszubauen; vom Führersitz durch stählernes Brandschott getrennt. Brennstofftanks in den Flügeln, Förderung durch Pumpen.

Tragdeck zwei Drittel freitragend, mit dickem, bis nahe zu den Enden gleichbleibendem Flügelschnitt. Flügel sind mit Hackenbeschlägen an Rumpfunterkanten befestigt, durch N-Strebe gegen die Schwimmer abgestützt. Zwei



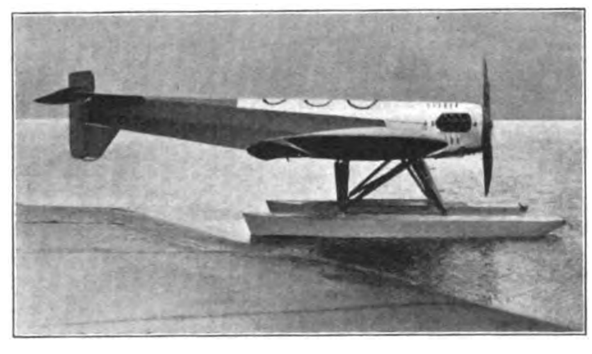


Abb. zu 61709. Heinkel-Hochsee-TD, H. E. 5.

hölzerne Kastenholme, Rippen aus Sprucegurten mit Sperrholzstegen, Stoffbespannung. Stählerne Innenstiel- und Diagonalrohre.

Leitwerk: Im Fluge verstellbare Höhenflosse, auf Rumpfunterseite angesetzte Kielflosse, ausgeglichene Ruder.

Schwimmgestell aus nahtlos kaltgezogenen Präzisionsstahlrohren, mit Balsaholz verkleidet. Durch N-Stiele mit Rumpfunterkanten und Flügelholmen verbunden, zwischen den Schwimmern Distanzstreben. Mitte der vorderen Strebe ist durch V-Strebe mit den vorderen Rumpf-N-Stiel-Knotenpunkten verbunden; Schwimmer sind durch Lagerböcke mit Überfällen an den Distanzstreben befestigt; zur Erhaltung der Formfestigkeit beim Ausbau der Schwimmer sind vorderer und hinterer Knotenpunkt der N-Stiele durch Stahlrohr verbunden.

Schwimmer einstufig, in Holzbau mit Duraluminboden. Jeder Schwimmer hat eine Verdrängung, die etwas größer als das Fluggewicht ist; er ist in mehrere wasserdichte Abteilungen unterteilt, die durch Handlöcher zugänglich sind. Schwimmer vorne flach, hinter der Stufe gekielt.

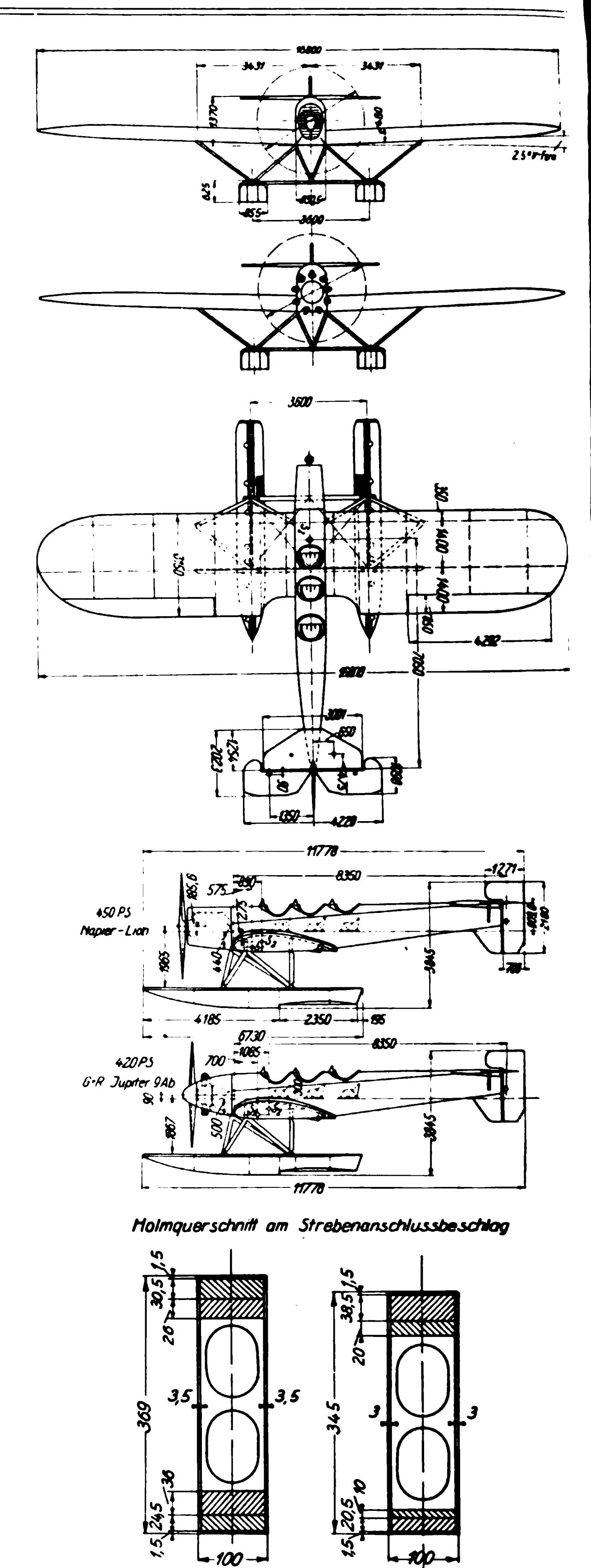


Abb. zu 61709. Heinkel-Hochsee-TD, H. E. 5.

Spannweite	16,8 m
Länge	11,78 m
Flügelfläche	46,74 m²
davon Querruder	5,39 m²



Höhenflosse		2,86	m²
Höhenruder		2,67	m²
Kielflosse		0,57	m²
Seitenruder		1,82	m²
Gesamtflügelfläche (Aerodynamische Tragfl.)		48,9	m²
Motor	Napier-Lion Serie V	Gnôme-Rhône-Jupiter 9 Ab	
Leistung	450	420	PS
Leergewicht	1,64	1,50	t
Zuladung	0,86	0,42	t
also Fluggewicht	2,50	1,92	t
Flächenbelastung	51,1	39,3	kg/m²
Leistungsbelastung	5,6	4,6	kg/PS
Flächenleistung	9,2	8,6	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	207	200	km/h
Landegeschwindigkeit	85	75	km/h
steigt auf 1 km in	3,6	2,6	min
» » 2 km in	8,0	5,5	min
Gipfelhöhe	6,5	7,5	km
Schnellflugzahl	16,1	15,9	—
Weitflugzahl	4,3	3,4	—
Hochflugzahl	6,7	6,2	—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61709.

Luftschiffe. Elektrische Gefährdung von Luftschiffen ist nach den Untersuchungen der physikalischen und meteorologischen Ursachen früherer Funkzündungen an gasgetragenen Luftfahrzeugen vermeidbar (vgl. 60319).

I. Elektrische Funken bilden sich

1. durch das elektrostatische Feld der Atmosphäre, das vor allem bei Gewittern gestört ist;

2. durch Eigenladungen infolge von Reibungsvorgängen, z. B. beim Zerreißen von Ballonstoff oder Reiben an anderm Stoff oder Metallgerippe, auch beim Auswerfen trockenen Ballastsandes, beim Ausströmen von Wasserstoffgas unter Druck aus engen Öffnungen (Abblasen, Füllen), beim Fließen der Betriebstoffe in Röhren, beim Strömen der Luft längs der Hülle oder durch die Schraube, wenn sie Staub oder Niederschläge enthält, endlich infolge Selbstaufladung der Motoren, die übrigens nach Untersuchungen von Wigand und Schlomka bei den Maybach-Motoren des Amerika-Zeppelins nicht auftrat;

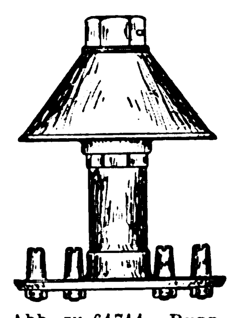
3. beim Funkempfang wie beim Senden treten Funken nicht auf, wenn alle Metallteile leitend verbunden sind.

II. Zündgefahr durch solche Funken nur, wenn zündfähiges Knallgas vorhanden und der Funke infolge großer Elektrizitätsmenge heiß genug ist. Leitende Verbindung auch der Ventile und Luftschraubenspitzen mit dem Metallgerippe wird bei Dunkelheit und Betätigung des Funksenders auf Abwesenheit von Fünkchen und Spannungsfreiheit geprüft. Die Gasfülleitung ist gut zu erden. Statt der Gummiballonstoffe wird für die Gaszellen Stoffhaut benutzt, die nicht reibungselektrisch erregbar ist und gut leitet. Ventile liegen in Abzugschächten, Laufgang wird entlüftet, Funkkabine ist dicht verschlossen und steht unter innerem Überdruck.

Eigenladungen des Luftschiffs sind beständig zu überwachen und nötigenfalls auszugleichen. Geräte hierzu hat Wigand entwickelt. Die Messung gestattet dauernde luftelektrische Ergänzung der Wettervorhersage; auch kann man hochgespannte Wolken erkennen und meiden. Bei Gewitterlage weder Abblasen noch Ballastwerfen, da Ballaststreifen Blitzbahn bildet. Ein Blitzeinschlag ist aber keineswegs stets zündgefährlich.

— *Wigand*, Die elektrischen Gefahren des Luftschiffverkehrs; Zeitschrift für technische Physik **7**, Nr. 5, 1926, S. 238 bis 239 (3 Sp.). *E.* 61710.

Motorteile. Rupp-Luftschraubennabe, s. Abb., von A. Rupp, Berlin SO 36, sowohl für Holz- wie für Metallschrauben gebaut, hat am hinteren Nabenflansch kurze, kegelförmige Mitnehmerzapfen an Stelle der sonst üblichen Bolzen, die den Nabenquerschnitt erheblich schwächen. Nach Entfernen des vorderen Flansches kann die Schraube abgezogen werden. Die Nabe ist durch eine Stirnmutter mit der Schraubenwelle verbunden; die Stirnmutter trägt einen Ansatz, auf den eine zweite Mutter aufgeschraubt wird, durch die mittels einer Leichtmetallhaube der vordere Flansch angedrückt und die Schraube fest eingespannt wird.


Abb. zu 61711. Rupp-Luftschraubennabe.

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61711.

Wettbewerbe. Der Deutsche Seeflugwettbewerb 1926 *) fand in der Zeit vom 11. bis 31. Juli in Warnemünde statt. Er gliederte sich in drei große Teile, die technischen Prüfungen, die Streckenflüge und die Seetüchtigkeitsprüfung.

Zweck des Wettbewerbes war die Züchtung eines seetüchtigen, leistungsfähigen und betriebstüchtigen Postflugzeuges. Auf Geschwindigkeit, Steigfähigkeit, Flugstrecke und Sparsamkeit des Bauaufwandes wurde gleicher Wert gelegt, wobei gewisse Mindestleistungen gefordert wurden. Die Güte der Lösung der durch den Wettbewerb gestellten Aufgabe wurde durch eine Wertungszahl: gemessene Geschwindigkeit geteilt durch errechnete Geschwindigkeit ausgedrückt.

Die gemessene Geschwindigkeit ist das arithmetische Mittel aus der Geschwindigkeit im Wagerechtflug, die in der technischen Leistungsprüfung gemessen wurde, und der Reisegeschwindigkeit, die im Küstenstreckenflug erzielt wurde.

Die errechnete Geschwindigkeit wird ermittelt für ein Flugzeug gleicher Größe und normaler Baugüte des Flugwerks und des Triebwerks (Normalflugzeug). Hierbei wurden berücksichtigt:

a) eine Dienstlast von 400 kg, bestehend aus Führer, Orter, Ortungsgerät, Funkgerät und anderer loser Ausrüstung, ergänzt durch Ballast;
b) das Leergewicht, als ein Maß für den Bauaufwand (Abschreibungskosten); dabei ist die Annahme gemacht, daß bei gleichen wirtschaftlichen Verhältnissen die Abschreibungskosten dem Leergewicht verhältnisgleich sind;
c) die Steigfähigkeit, gemessen durch die für das Steigen von 1 km auf 2 km Höhe gebrauchte Zeit;
d) die Äußerste Flugstrecke, errechnet aus der Freilast Zuladung weniger Dienstlast und Dienstfüllung), auf Grund einer gemessenen Flugstrecke und des dabei gemessenen Verbrauches.

Auf eine besondere Wertung des Einheitsverbrauches wurde verzichtet, da die Ersparnis an Ausgaben für Verbrauchsstoffe zur Zeit noch zurücktritt hinter dem Mehrgewinn, der durch die Mitnahme von mehr Nutzlast erzielt werden kann. Um die äußerste Flugstrecke in die Wertung einzuführen, wurde sie durch ein ihr entsprechendes Gewicht ersetzt. Aus dem Verbrauch des Normalflugzeuges gleichen Leergewichtes für gleiche Flugstrecke und der Dienstlast (400 kg) errechnet sich die gewertete Zuladung.

Um unwirtschaftliche, dienstuntüchtige, seeuntüchtige oder andere ausgefallene Bauarten von dem Wettbewerb fortzuhalten, wurden folgende Grenzen festgesetzt:

1) Bequeme Unterbringungsmöglichkeit von mindest zwei Insassen, genügend Raum zur Unterbringung einer Doppelsteuerung.

***) Eine der nächsten Nummern der ZFM wird als Seeflug-Sonderheft erscheinen.**

Zahlentafel zu 61 712, Seeflug-

Wett-be-werbs-Nr.	Zulas-sungs-Nr.	Flugzeug	Melder	Führer	Flügel-fläche m²	Motor	Leistung PS	Leer-gewicht kg	Zuladung kg	Flug-gewicht kg
1		L.F.G. V 59	Luftfahrzeug-Ges. Stralsund	Fischer	52,0	B.M.W. IV	240			
2	924	L.F.G. V 60	do.	Hasse	52,0	B.M.W. IV	240	1348,2	651,8	2000
3	925	L.F.G. V 61	do.	v. Reppert	52,0	Bristol-Jupiter	420	1471,7	818,3	2290
4		C. 29	Caspar-Werke Travemünde	Berthold	47,0	Hispano-Suiza	400			
5	926	Robbe, Ro.VII	Rohrbach-Metallflugzeugbau	Landmann	40,0	B.M.W. IV	2×230	2026,5	1220,0	3246,5
6	927	Robbe, Ro.VII	do.	Roth	40,0	B.M.W. IV	2×230			
7	921	W 33	Junkers Flugzeugwerke	Langanke	43,0	Junkers L. 5	310	1413,0	687,0	2100
8	922	W 34	do.	Zimmermann	43,0	Bristol-Rhône-Jupiter	420	1422,5	677,5	2100
9	937	H.E. 5	Ernst Heinkel Flugzeugwerk	v. Gronau	46,7	Napier-Lion	450	1634,5	865,5	2500
10	938	H.E. 5	do.	v. Dewitz	46,7	Grôme-Rhône-Jupiter	420	1515,5	984,5	2500
11	934	H.D. 24	do.	Geisler	50,1	B.M.W. IV	230	1411,0	669,0	2080
12	935	H.D. 24	do.	Spieß	50,1	B.M.W. IV	230	1384,5	736,5	2121
13	941	W 3	Ernst Gerbrecht	Schüler		Thulin	3×110			
14		Do. E.	Dornier-Metallbauten	Coeler		Grôme-Jupiter	420			
15		Do. E.	do.	Klausbruch		Grôme-Jupiter	420			
16	826	Junkers A. 20	Severa	Friedenburg		Junkers L. 5	210	1139,3	633,7	1773
17	939	G. 1	Ernst Heinkel Flugzeugwerk	Starke		Rolly Royce Eigle	360	1697,0	778,0	2475
18	945	U. 13 Bayern	Udet	Ritter		B.M.W. VI	450			

2) Das Triebwerk muß angelassen werden können, ohne daß die Luftschraube von Hand berührt wird.
3) Leergewicht höchstens 1,8 t Mehrbetrag wurde dreifach angerechnet.
4) Zuladung unter 45 vH des Leergewichtes; mindestens 600 kg.
5) Wagerechtgeschwindigkeit mindestens 140 km/h. Fehlbeträge wurden in doppeltem Betrag angerechnet.
6) Geschwindigkeit im Streckenmessflug mindestens 110 km/h. Fehlbeträge wurden in doppeltem Betrag angerechnet.
7) Äußerste Flugstrecke mindestens 600 km. Fehlbeträge wurden in doppeltem Betrag angerechnet.
8) Steigzeit von 1 km auf 2 km höchstens 15 min.
9) Seefähigkeit. Drei Starte und Landungen im Seegang 4; Rollen je eines vollen Kreises nach Backbord und Steuerbord bei einer Windgeschwindigkeit von mindestens 10 m/s in höchstens 5 min. Starte und Landungen, nach denen mit Landmitteln Ausbesserungen vorgenommen werden mußten, mußten wiederholt werden. Schäden, die während der Seeprufung auf See mit Bordmitteln behoben wurden, fuhrten nicht zur Ungültigkeit der bisherigen Leistungen. Schäden, die nach der Prufung festgestellt wurden, wurden mit einem Betrag von 0,5 bis 3,0 vH des Leergewichtes von der gewerteten Zuladung abgezogen und dem Leergewicht zugerechnet.

Die Nichtvollendung einer geforderten Prufung schloß von der weiteren Teilnahme am Wettbewerb aus.

Gemeldet hatten im ganzen 18 Flugzeuge, s. Zahlentafel, von denen 5 von vornherein auf eine Teilnahme verzichteten. Das L.F.G.-Flugzeug V 59 war nur fur den Fall gemeldet, daß V 61 nicht fertig wurde, das Caspar-Flugzeug C. 29 verbrannte wenige Tage vorher bei einem Versuchsflug, das Gerbrecht-Flugzeug, welches nicht rechtzeitig fertig wurde, die beiden Dornierflugboote wurden zurückgezogen; sie beabsichtigten anfangs außer Konkurrenz an den Streckenflügen teilzunehmen, gaben aber auch diese Arbeit auf und beteiligten sich nur an der Seetuchtigkeitsprufung.

Bei den technischen Prüfungen schieden aus: die beiden Rohrbachflugboote wegen Schwierigkeiten an den Motoren, das Udet-Flugzeug weil es bei Vollast nicht abwasserte und so die Prüfungen nicht erfüllen konnte.

Die 10 restlichen Flugzeuge starteten am 24. Juli morgens um 7 h zum Streckenflug, der in 4 Flugtagen an der deutschen Nord- und Ostseeküste entlang führte. Beendet wurde dieser Prüfungsteil von 6 Flugzeugen.

Wettbewerb Nr.	Flugzeug	Führer	Reisegeschwindigkeit km/h
9	Heinkel-H.E. 5	v. Gronau	153,0
10	Heinkel-H.E. 5	v. Dewitz	145,8
7	Junkers-W 33	Langanke	93,4
12	Heinkel-H.D. 24	Spieß	111,2
17	Heinkel-S. 1	Starke	124,5
16	Junkers-A. 20	Friedensburg	—

Wettbewerbs-Nr. 11, Führer Geisler gab am 25. wegen Beschadigung auf. Wettbewerbs-Nr. 2, L.F.G.-V 60, Führer Haase, mußte am 26. auf See notlanden, kenterte nach zweistündigem Treiben; der Führer wurde kurz vor der Auffindung durch ein Minensuchboot vom Schwimmer weggespult, und fand den Tod in den Wellen, während der Beobachter gerettet wurde. Wettbewerbs-Nr. 8, Junkers-W 34, Fuhrer Zimmermann, mußte am 26. auf hoher See vor Pillau landen; die Besatzung konnte von einem Torpedoboot ubernommen werden. Ein Abschleppen des Flugzeuges war nicht moglich, es trieb bei Rossitten aufrecht schwimmend an Land, lediglich der Rumpf und das Tragdeck waren etwas beschadigt. Wettbewerbs-Nr. 3, L.F.G.-V 61, Fuhrer v. Reppert, stürzte aus bisher unbekannten Grunden vor Misdroy in die See, wahrscheinlich, da zur Zeitersparnis zu dicht über dem Wasser geflogen wurde und das Flugzeug plötzlich heruntergedrückt wurde; die Besatzung wurde von einem Torpedoboot gerettet, der Motorwart, Wesemann, war tödlich verletzt.

Die Seetuchtigkeitsprufung wurde am 31. bei dem vorgeschriebenen Seegang 4 vorgenommen. Außer den 6 Wettbewerbsflugzeugen Nr. 7, 9, 10, 12, 16, und 17 nahmen außer Konkurrenz die beiden Rohrbachflugboote,

wettbewerb Warnemünde 1926.

Zuladung / Leergew.	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS	Flächenleistung PS/m²	Höchstgeschw. km/h	Startgeschw. km/h	Berechnete Geschw. km/h	Steigzeit v. 1 auf 2 km in min	Betriebsstoffverbrauch kg/km	Flugweite km	Wertungszahl	Schnellflugzahl	Weitflugzahl	Hochflugzahl¹)
0,484	38,4	8,34	4,62	147	74	383,6	8,47	0,238	906	0,383	12,3	4,5	
0,656	44,0	8,55	8,07	178	84	385,2	6,15			0,462	12,5	5,6	3,6
0,602	78,8	6,84	11,50		121		6,46						9,3
							7,35						
0,486	48,8	6,77	7,20	194	89	320,0	5,40	0,217	1196	0,606	18,1	4,9	6,0
0,476	48,8	5,00	9,76	202	83	320,8	3,87	0,337	810	0,630	15,1	3,7	
0,530	53,5	5,55	9,64	203	105	336,0	3,95	0,431	943	0,604	15,5	4,2	7,5
0,650	53,5	5,95	9,00	195	88	301,6	5,30	0,404	1434	0,647	14,7	4,3	5,5
0,475	41,5	9,05	4,59	163		454,2	12,75	0,394	575	0,359	16,8	5,5	5,6
0,532	42,4	9,22	4,59	168	95	372,8	7,10	0,323	932	0,451	18,5	5,7	5,6
0,556				197	96	308,2	4,62	0,282	723	0,639			
0,458				180,5	84	450,0	7,26	0,521	633	0,401			

¹) Nach Angaben der Firmen, also nicht nach im Wettbewerb gemessenen Werten.

zwei Dornierflugboote und ein alter Friedrichshafener Schul-DD daran teil. Die Flugzeuge 7, 9 und 12 erfüllten die Lande-, Start- und Wendigkeitsprüfungen. Nr. 10 beschädigte sich bei der Landung beide Schwimmer, wurde beim Bergen durch das Bergungsfahrzeug so schwer gerammt, daß es nach kurzer Zeit sank, die Besatzung konnte gerettet werden. Nr. 16 und 17 hatten Schwimmerbeschädigungen, die behoben werden konnten. Nr. 16 beschädigte nach der zweiten Landung wiederum den linken Schwimmer und gab auf, während Nr. 17 die dritte Landung nicht ausführte, da die Seefestigkeit des Flugzeuges für diese Prüfung nicht ausreichte, und schied somit aus.

Die Rohrbachflugboote zeigten eine außerordentliche Seetüchtigkeit, die Dornierflugboote landeten zwar glatt, konnten aber bei dem Seegang nicht starten. Die drei im Wettbewerb siegreichen Flugzeuge waren somit:

Wettbewerb-Nr.	Flugzeug	Führer	Wertungszahl	Preis
9	Heinkel-H.E. 5	v. Gronau	0,5365	1
7	Junkers-W 33	Langanke	0,4425	2
12	Heinkel-H.D. 24	Spieß	0,3690	3

Aus dem Wettbewerbe ging somit der Heinkel-HE5-TD als das seetüchtigste, betriebstüchtigste und leistungsfähigste Postflugzeug hervor. Da bei der Seetüchtigkeitsprüfung die Flugboote den unbedingt seefähigeren Eindruck machten, ist es zu bedauern, daß diese wegen Störungen an den Motoren aufgeben mußten. Denn abgesehen von den 3 während der Seetüchtigkeitsprüfung seefähig gebliebenen Flugzeugen, hat der Wettbewerb gezeigt, daß das Schwimmerflugzeug nicht seefähig ist. Während der Gesamtprüfung sind sowohl an den Heinkel-, wie an den Junkers- und L. F. G.-Flugzeugen Schwimmerbeschädigungen aufgetreten, die nur durch Auswechseln behoben werden konnten. Für **Verkehrsflugzeuge** muß aber eine **bedingte Seefähigkeit** gefordert werden, selbst auf Kosten fliegerischer Eigenschaften.

Die Ausschreibung bestraft eine Gewichtsüberschreitung über 1,8 t Leergewicht, oder mit 45 vH Zuladung, über 2,6 t Fluggewicht, eine Grenze, die den Bau eines wettbewerbsfähigen Flugbootes von vornherein ausschloß, da erfahrungsgemäß Flugboote unter 3 t Fluggewicht dem Schwimmerflugzeug unterlegen sind. Die Flugboote wären also selbst bei gleichen Leistungen durch diese Bedingung gegenüber dem Schwimmerflugzeug benachteiligt gewesen. Von diesen hat aus gleichen Gründen keines die höchstzulässige Grenze von 1,8 t Leergewicht erreicht, sondern im Durchschnitt nur 1,4 t, da hier die Verhältnisse für sie günstiger liegen.

Die behauptete Unterlegenheit deutscher Motoren stellt sich als nicht so schlimm heraus, denn von den 10 zum Streckenflug gestarteten Flugzeugen sind 4 ausgefallen, 2 wegen Motorenschäden, davon war einer ein BMW IV, der andere ein Bristol-Jupiter. Die Schwierigkeiten an den deutschen Motoren entstanden wohl in erster Linie durch schlechte Wartung, in dieser Beziehung wurde von den Ausländern viel mehr getan.

Zur Züchtung eines bestimmten Verkehrsflugzeuges wäre es in Zukunft angebracht, langdauernde Erprobungen abzuhalten und nicht ein Urteil auf Grund weniger Meßergebnisse und hervorragender sportlicher Leistungen zu fällen. Die technischen Wettbewerbe in der heutigen Form sind noch viel zu sehr auf das sportliche zugeschnitten und müssen für die Bedürfnisse des Verkehrs durch **Dauererprobungen** ersetzt werden.

— Bericht nach Pressemitteilungen der Wettbewerbsleitung und Sonderberichten; vgl. auch:

— Cesar, Deutscher Seeflugwettbewerb 1926, Luftfahrt **30**, Nr. 16 vom 20. Aug. 1926, S. 242 bis 244 (4½ Sp., 3 Zahlentafeln.)

— The German Seaplane Competition Described; The Aeroplane **31**, Nr. 7 vom 18. Aug. 1926, S. 221 bis 222 (3½ Sp.).

H. 61 712.

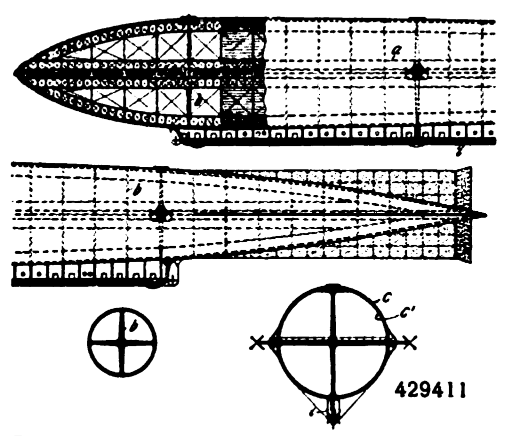
Luftfahrt-Patentschau.

Deutsche Patente.

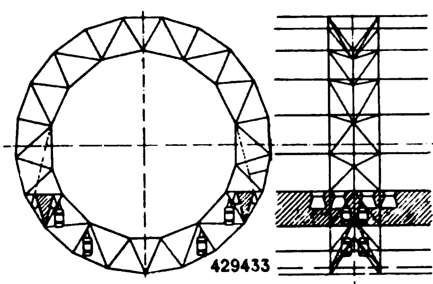
305 080 / 77h, 15. Beobachtungsvorrichtung für Luftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 8. 4. 15. V 29. 5. 26. Es handelt sich um eine Einrichtung an bemannten, an einem Drahtseil herablaßbaren Beobachtungskörben, die eine ganz allmähliche Änderung der Geschwindigkeit nach Größe und Richtung ermöglicht, um zur Vermeidung jeden Stoßes auf das Seil den Spähkorb mit langsam steigender Geschwindigkeit hinabzulassen oder heraufzuziehen und ebenso stoßfrei wieder in die Ruhelage zurückzubringen und besteht darin, daß zwischen dem Antriebsmotor und der Seiltrommel ein Reibungsgetriebe eingebaut ist. Zwischen dem Reibungsgetriebe und der Seiltrommel kann eine selbsttätig wirkende Sperrvorrichtung, z. B. ein Schneckenradantrieb angeordnet sein.

429 197 / 62 c, 27. Beleuchtungssystem für Flugplätze. Siemens Schuckertwerke G. m. b. H., Siemensstadt. (Erf.: A. Foß, Nürnberg.) B 24. 8. 23. V 22. 5. 26. Als bekannt sind vorausgesetzt Beleuchtungssysteme mit mehreren Scheinwerfern zur Aufhellung von Landungs- und Abflugbahnen auf dem Flugplatz und mit mehreren, räumlich verteilten festen Lichtern zur Markierung bestimmter Punkte des Flugplatzes, die entsprechend dem Wechsel der Windrichtung wahlweise eingeschaltet werden. Die Erfindung kennzeichnet sich durch die Verwendung von Scheinwerfern mit so großer Seitenstreuung, daß die beleuchtete Bodenfläche quer zur Beleuchtungsrichtung die für eine Landung und Abflugbahn ausreichende Länge hat, und dies in Verbindung mit einer Schaltanlage für die Markierungslichter zur wahlweisen Einschaltung eines solchen Lichtes oder einer Gruppe solcher Lichter, das bzw. die jeweils mit Bezug auf die durch Scheinwerferlicht erleuchtete Bodenfläche vor dem Wind oder im Wind liegt und so die Richtung der Landungs- und Abflugbahn bezeichnet.

429 411 / 62 a, 6. Starrluftschiff. M. Unger & Co., Hannover. B 22. 6. 19. V 26. 5. 26. Gegen ein zentrales kanalförmiges Längsgerüst *a* stützen sich kreuzförmige Querträger *b*; die Längsdrahtverspannungen für die inneren Ringspanten *c'* bilden die Abstützflächen für sektorenförmige, gruppenweise zur Torpedo- oder Walzenform neben- und übereinandergereihte Gaszellen; die Längsdrahtverspannungen für die äußeren Ringspanten *c* bilden die Träger für die Außenhaut; Verlängerungen der horizontalen Schenkel der Kreuzträger dienen zur Aufnahme der Motoren nebst Antriebspropeller und Verlängerungen der vertikalen Schenkel der Kreuzträger als Hauptträgerteile für den Kabinenaufbau *i*. Der (einzige) Anspruch schützt die Vereinigung dieser Merkmale.



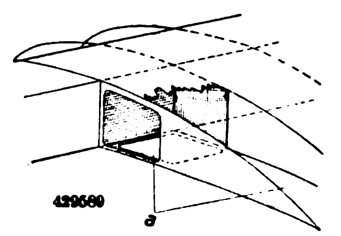
429 433 / 62 a, 6. Starrluftschiffbau. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 14. 10. 23. V 27. 5. 26. Die Erfindung befaßt sich mit der Verteilung der wechselnden Lasten bei Starrluftschiffen mit vorwiegend zylindrischem Tragkörper. Bei der bisherigen Art der Unterbringung derartiger Lasten (Brennstoffvorrat, Wasserballast u. dgl.) im unteren



Laufgang ist die Biegungsbeanspruchung eine denkbar ungünstige. Erfindungsgemäß werden sie aus der senkrechten Symmetrieebene entfernt und in senkrecht zur Schiffslängsachse innerhalb der Querringe verlaufenden Quergängen untergebracht. Insoweit diese Quergänge unter entsprechender Entfernung von der vertikalen Symmetrieebene nicht ausreichen sollten, werden sie unter sich durch paarweise symmetrisch zur Schiffslängsachse angeordnete Längsgänge verbunden und ein Teil der Lasten in diesen untergebracht, wobei zweckmäßig die Längsgänge von der Symmetrieachse möglichst weit entfernt sein sollen, ohne jedoch den Schiffsäquator zu erreichen.

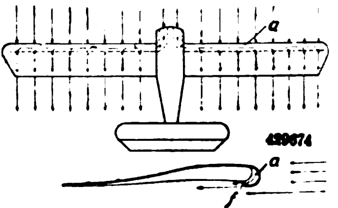
429 434 / 62 b, 15. Flugzeug. H. P. R. Schliebitz, Bageritz. B 6. 12. 24. V 26. 5. 26. Die Neuerung besteht darin, daß in der senkrechten Mittelebene einer in der Flugrichtung langgestreckten Tragfläche eine Kielfläche von besonderer Form angeordnet ist.

429 589 / 62 b, 4. Sichtöffnung in Flugzeugflügeln. Focke-Wulf Flugzeugbau A. G., Bremen. B 21. 5. 25. V 31. 5. 26. In einer der Flügelhäute, z. B. der unteren *a*, ist eine Öffnung vorgesehen und der Einblick zu ihr durch eine oder mehrere Öffnungen in senkrechten Konstruktionswänden des Flügels freigemacht; die

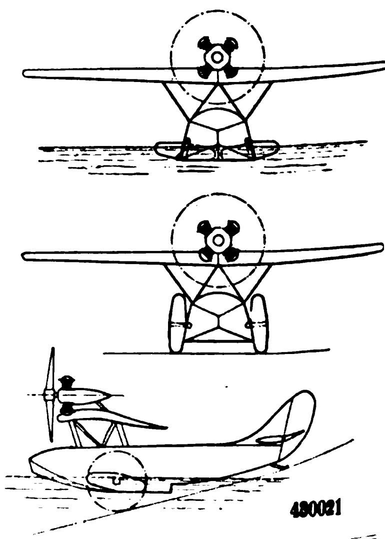


anliegenden Konstruktionsteile sind in einer matten Farbe gehalten, um eine Spiegelung zu vermeiden.

429 674 / 62 b, 4. Segelflugzeug mit von der Luft durchströmten hohlen Tragflächen. L. Ott, Heidenhein. B 15. 6. 23 V 1. 6. 26. Von der Luft durchströmte hohle Tragflächen sind als bekannt vorausgesetzt; unter Schutz steht, daß die an der Stirnseite des Rumpfes einströmende Luft durch quer zur Flugrichtung an der Unterseite der Tragfläche liegende Schlitze (*a*, *f*) abgeleitet wird. Über Zweck und Wirkung findet sich in der Patentschrift behauptet, daß »der durch ausgedehnte Versuche einwandfrei festgestellte Stromlinienverlauf sowohl die Wirkung des Auftriebs wie auch die Wirkung des Vortriebs der bekannten Profile« übertreffe.



430 021 / 62 b, 42. Flugboot. Dipl.-Ing. A. Perker, Hagen. B 5. 2. 25. V 9. 6. 26. Betr. Flugboote mit am Rumpf angelenkten, in die Horizontallage schwenkbaren Laufrädern. Erfindungsgemäß liegen die schwimmfähigen Laufräder nach dem Einschwenken in die Horizontallage etwa mit ihrer inneren Hälfte in Aussparungen des Bootsbodens, und zwar mit ihrer Unterfläche in Höhe des Bootsbodens, während die äußeren Radhälften seitlich aus dem Rumpf hervorragen und dadurch die Schwimmstabilität erhöhen.



Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

18. Heft 28. September 1926 17. Jahrgang

Versicherung und Sicherheit.

Von F. W. Hammer.

Die Interessen der Versicherungsgesellschaften und der Versicherten gehen im Luftverkehr bezüglich Erhöhung der Betriebssicherheit der Flugzeuge durchaus parallel. Ganz besonders sind aber die Luftverkehrsgesellschaften an der Erhöhung der Sicherheit ihrer Betriebe interessiert, weil sie durch die Kaskoversicherung lediglich den Geldeswert des zerstörten Flugzeuges im günstigsten Falle zurückerhalten, dagegen keine Deckung finden für Verluste, die sie durch Schädigung ihres Renommees treffen. Es dürfte daher von großem Interesse sein, zu untersuchen, auf welche Weise die Sicherheit des Flugbetriebes erhöht werden kann.

Es ist heute allgemein bekannt, daß die Sicherheit in erster Linie von der Güte der Motorenanlage abhängt. Unter Motorenanlage versteht man im weiteren Sinne den Motor selbst, Kühlvorrichtung, Benzinzufuhr, Geräte zur Kontrolle und zur Regulierung des Motors und schließlich den Propeller. Jedes Einzelteil der Anlage kann Störungen unterliegen. Es ist aber im Motorenbau allgemein bekannt, daß die Störungshäufigkeit zunimmt mit den Leistungen, die man dem Motor entnimmt; oder auch umgekehrt die Sicherheit einer Motorenanlage nimmt zu mit prozentual abnehmender Leistung des Motors. In Abb. 1 ist rein schematisch eine Kurve gezeichnet, die diese Abhängigkeit darstellen soll. In der senkrechten Einteilung ist die Leistung des Motors in Prozenten von 0 bis 100 eingetragen und in der horizontalen die Betriebszeit von 1000 zu 1000 Stunden. Der oberste Punkt der Kurve liegt bei 1000 Betriebsstunden und 100 vH.

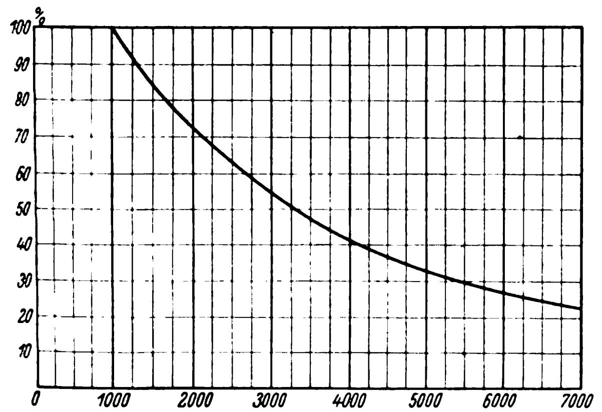


Abb. 1. Lebensdauer der Motore in Abhängigkeit der ihnen entnommenen prozentualen Leistung.

Bei einem Flugmotor heutiger normaler Konstruktion dürfte die Lebensdauer ungefähr mit 1000 Stunden maximal erschöpft sein, wenn er die ganze Zeit mit voller Leistung während dieser 1000 Stunden beansprucht wird. Geht man aber mit der Leistung herab, so nimmt die Lebensdauer entsprechend zu, bis sie theoretisch bei immer geringeren Kraftentnahmen ins Unendliche wächst.

Was von der Lebensdauer eines Motors gilt, kann man auch von der Häufigkeit von Störungen sagen. Obgleich jedes Einzelteil einer Motorenanlage je nach Güte und Beanspruchung eine andere Lebensdauerkurve ergibt, so liegt doch im Durchschnitt eine Kurve, die die Motorenstörungen pro Betriebsstunden aufzeichnet, ziemlich parallel zu der Kurve der durchschnittlichen Lebensdauer der Einzelteile.

Wenn man aus diesen Überlegungen umgekehrt einen Schluß ziehen will auf die Forderungen, die zu stellen sind, um eine erhöhte Sicherheit im Luftverkehr zu erzielen, so ergibt sich eindeutig der Wunsch nach möglichst leichten und kräftigen Motoren, die in der Luft stark gedrosselt werden können und dadurch an Lebensdauer und Betriebssicherheit gewinnen. Es sind zwei-, drei-, vier- und mehrmotorige Flugzeuge gebaut worden, die alle den Zweck verfolgten, eine Erhöhung der Sicherheit dadurch zu erlangen, daß die betreffenden Flugzeuge bei Ausfall eines Motors nicht gezwungen waren, sofort zu landen, wie das bei einmotorigen Flugzeugen der Fall ist; sie sollten ihr Reiseziel noch mit dem verbleibenden Rest der Motoren erreichen können. Es wurde jedoch festgestellt, daß es nur gelang, mit einem dreimotorigen Flugzeuge mit zwei Motoren und $^3/_4$ Vollast den Flug fortzusetzen, daß es aber bis heute noch nicht erreicht wurde, mit einem zweimotorigen Flugzeuge bei Ausfall eines Motors und $^3/_4$ Zuladung weiterzufliegen. Hierüber ist schon viel geschrieben worden, wobei der Nachweis erbracht wurde, daß eine Vermehrung der Motorenzahl die Sicherheit nur dann erhöht, wenn es gelingt, möglichst mit 50 vH der gesamten Aggregate sich fliegend in der Luft zu halten.

Dieser Forderung konnte bis heute nicht entsprochen werden, weil sie im Zusammenhang steht mit dem Motorgewicht und der Festigkeit der Flugzeuge. Hat man z. B. ein Flugzeug mit 2000 kg Gesamtgewicht und einer Motorenanlage von ca. 200 PS, so wird man im Fluge gezwungen sein, der höheren Leistungsbelastung wegen den Motor fast hundertprozentig auszunutzen.

Hätte dasselbe Flugzeug bei demselben Gesamtgewicht eine Motorenanlage von 400 PS, so müßte es theoretisch möglich sein, mit 50 vH der Volleistung zu fliegen. Die Entwicklung der Motorkonstruktion hat heute Typen geschaffen, die bei annähernd gleichem Gewicht doppelte Leistung ergeben; somit müßte das Ziel praktisch durch Auswechseln der Motoren zu erreichen sein.

Ein anderer Weg wäre möglich, wenn man statt des einen 200-PS-Motors zwei Stück gleicher Leistung, aber halben Gewichtes einbauen würde. Dies kommt aber wegen des Gewichtes der Motorzubehörteile, der Leitungen und Bedienungsgestänge nicht so gut aus, und trotzdem ist dieser letztere Weg bisher am häufigsten beschritten worden. Es darf deshalb nicht wundernehmen, daß derartige Flugzeuge die Forderung, mit einem Motor die Reise fortsetzen zu können, bisher nicht erfüllt haben. Durch die heute in den meisten Ländern bestehenden Bauvorschriften werden die Konstrukteure gezwungen, bei zunehmender Maximalgeschwindigkeit die Festigkeit zu erhöhen. Mithin ist eine Auswechslung eines schwachen, aber schweren Motors gegen einen starken, leichten nicht ohne weiteres möglich, weil man für die Berechnung des Flugzustandes die Maximalleistung der Motorenanlage zugrunde legt. Man ist noch nicht dazu übergegangen, für Flugzeuge, die rein kommerziellen Zwecken dienen, Maximalgeschwindigkeiten im Horizontal- oder Gleitfluge vorzuschreiben. Bei sämtlichen anderen Verkehrsmitteln, solange diese bestehen und mit Maschinenkraft betrieben werden, hat man Maximalgeschwindigkeiten vorgeschrieben. Jeder Eisenbahnführer hat für seine bestimmten Strecken, Kreuzungen, Weichen und Bahnhofseinfahrten Vorschriften über die Maximalgeschwindigkeit, mit der er seinen Zug an den betreffenden Punkten fahren darf. Dasselbe gilt für den Automobil-, Lastfahrzeug-, Boots- und Dampferverkehr. Im Flugverkehr sind derartige Beschränkungen nicht bekannt, obgleich sie sich konstruktiv und wirtschaftlich viel stärker auswirken würden.

Könnte man sich entschließen, für jeden Verkehrs-Flugzeugtyp möglichst starke Motoren zu wählen, dann aber für diese Maschinen eine Maximalgeschwindigkeit vorzuschreiben, Sturz- und steile Kurvenflüge zu verbieten, so könnte man mit den Festigkeitsforderungen ohne jegliche Gefährdung der Sicherheit des Flugbetriebes wesentlich herabgehen. Mit dem Herabgehen dieser Forderung

gewinnt aber der Konstrukteur sehr viel totes Gewicht, das nun wiederum für den Einbau stärkerer Motoren verwandt werden kann und damit der Sicherheit weiter zugute kommt. Es kann nicht dagegen angeführt werden, daß der Flugzeugführer oder die Besatzung des Flugzeuges bezüglich der Geschwindigkeiten einer Maschine nicht zu überwachen sind. Es gibt heute bereits sehr handliche Instrumente, die sowohl die Drehzahl der Motoren wie die Geschwindigkeit des Flugzeuges genau registrieren. Eine einfache Verfügung, die diese Instrumente in jedem Flugzeuge vorschreibt, und eine zweite, die das Einlegen der Blätter und die Kontrolle der Apparate sicherstellt, würden genügen, um sowohl den Luftverkehrs- wie den Versicherungsgesellschaften volle Garantie für die korrekte Durchführung ihrer Vorschriften zu geben.

Da heute innerhalb Deutschlands auf jedem Flugplatz sich Luftpolizei befindet, wäre es möglich, die betreffenden Instrumente mit einem Stechschloß zu versehen und die Vorschrift herauszugeben, daß die Luftpolizei bei jeder Landung einmal umschließen muß, wodurch auf dem Papierstreifen ein entsprechender Einschnitt gemacht wird, wie man dies zur Genüge von den Wächter-Kontrolluhren kennt. Praktisch ergibt sich aus einer derartigen Handhabung keine Schwierigkeit, weil die Instrumente nicht etwa im Führerraum angebracht sein müssen, sondern irgendwo an einer handlichen Stelle des Rumpfes, die bequem von den kontrollierenden Beamten erreicht werden kann.

Bereits Ende des Krieges sind interessante Versuche über die tatsächlich während des Fluges auftretenden Kräfte gemacht worden. Es gelang uns damals, bei den 10- und 12-Tonnen-Flugzeugen im allerungünstigsten Falle bei schwer böigem Wetter keine höhere Belastung als das 2,3 fache des Eigengewichtes festzulegen. Im allgemeinen blieb aber die Beanspruchung unter dem Zweifachen der Gesamtlast. Derartige Untersuchungen könnten z. B. von der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt an den einzelnen Typen vorgenommen werden, um die Bausicherheiten zu bestimmen.

Es wird heute kein Unterschied gemacht zwischen Verkehrs- und Kriegsflugzeugen. Von letzteren muß man eine hohe Sicherheit für den Belastungsfall *C* verlangen. Unter dem Fall *C* versteht man im allgemeinen den Sturzflug, wobei die Höchstgeschwindigkeit eines jeden Typs errechnet wird, wenn man sie senkrecht solange abstürzen läßt, bis die Stirnwiderstände der Maschine genau so groß sind wie ihr Eigengewicht. Es ist klar, daß die Geschwindigkeiten mit zunehmender Güte der Flugzeuge zunehmen müssen, weil man ja bestrebt ist, alle schädlichen Widerstände auf das geringste Maß zu reduzieren. Mit dem Wachsen derartiger Sturzfluggeschwindigkeiten wachsen aber auch die Kräfte, die die Flügel und Steuerorgane angreifen, und zwar treten bei derartigen Sturzflügen Verdrehungen innerhalb der Tragflächen auf, die selbst bei allerböigstem Wetter im Horizontalfluge niemals auftreten können. Heute fordert man auch von den Verkehrsflugzeugen noch eine Festigkeit für einen Fall, der bei einer Verkehrsmaschine nicht eintreten kann, und man belastet daher die Verkehrsmaschinen mit unnötigem Gewicht. Aus diesem Grunde ist es notwendig, daß sich alle Stellen, die mit der Entwicklung des Flugwesens beschäftigt sind, zusammenfinden, um sich hierüber endgültig schlüssig zu werden. Man wird dies wahrscheinlich erst können, wenn durch eingehende Versuche nachgewiesen ist, wie hoch die Beanspruchungen während des Fluges sind unter Voraussetzung der gewünschten Geschwindigkeit.

Es könnte vom Laien der Einspruch erhoben werden, daß ein Flugzeugführer nicht in der Lage ist, die Geschwindigkeiten seiner Maschine so genau zu überwachen, wie das im Interesse der Sicherheit erforderlich ist. Jeder Fachmann, der gelernt hat, im Geschwader zu fliegen, wird mir bestätigen, daß es sogar möglich ist, die Geschwindigkeit auf wenige Zentimeter in der Sekunde zu regulieren. Beispielsweise genügten im Kriege für das Geschwaderfliegen die üblichen Gashebel nicht, sondern es wurden ganz besonders fein eingeteilte Hebelrasten hergestellt, um die Drehzahl des Motors den geforderten Geschwindigkeiten innerhalb der Staffel genauestens anpassen zu können.

Die Entwicklung der Flugzüge geht ins Große, soweit es sich um den Luftverkehr handelt. Mit zunehmender Größe werden aber die Bewegungen der Flugzeuge ruhiger, weil die Massen größer werden. Eine Böe, die ein kleines Flugzeug hochschleudert, wird bei einem sehr großen kaum noch verspürt. Die Steuerbewegungen sind viel langsamer, und infolgedessen wird es noch leichter möglich sein, die Geschwindigkeiten derartiger Flugzeuge in gewünschten Grenzen zu halten. Gerade bei diesen Flugzeugen wird sich aber die genaue Untersuchung der zu fordernden äußersten Festigkeiten besonders bezahlt machen, weil das Leergewicht mit den heute geforderten Festigkeiten bei zunehmender Vergrößerung der Flugzeuge bald eine Grenze erreicht, die die Wirtschaftlichkeit solcher Typen verhindert.

Auch die Überwindung großer Strecken fordert die Entwicklung großer Flugzeugtypen. Wir werden unser Ziel aber nur erreichen und große Strecken mit einer wirtschaftlichen Last überwinden, wenn wir die Festigkeiten nur in den notwendigen Grenzen halten und nicht darüber gehen; wenn wir die Motorleistungen so steigern, daß wir einen kurzen Start und eine große Motorreserve erzielen, und wenn wir schließlich als letztes Ziel anstreben, trotz großer Unterteilung der Motorenanlage in Einzelaggregate möglichst mit 50 vH der Gesamtleistung in einer Höhe von 500 bis 1000 m zu fliegen.

Haben wir dieses Ziel erreicht, so wird die Sicherheit im Flugverkehr so groß sein, wie man sie heute bei anderen Verkehrsmitteln als selbstverständlich voraussetzt. Bei der notwendigen Zusammenarbeit von Versicherer und Versicherten müßte es möglich sein, die Grundlage zur Erreichung dieses Zieles in gemeinsamer Arbeit festzulegen und dadurch die Bedingungen für einen wirtschaftlichen Luftverkehr, der alle Teile auf ihre Kosten kommen läßt, zu schaffen.

Neuere Probleme aus der Flugzeugstatik.

Vorträge gehalten an der Technischen Hochschule zu Charlottenburg 1925—1926.

Von H. Reißner.

Flügelkörper ohne äußeres Tragwerk.

(Fortsetzung von Seite 185, Heft 9.)

Der einholmige Flügel.

Ein einholmiges Flügelgerippe wurde wohl zuerst von Bréguet (1910), und zwar mit kreisrunden Stahlrohrholmen und elastisch aufgesetzten Rippen gebaut, aber wahrscheinlich wegen der schwierigen Steuerung und des hohen Gewichts wieder aufgegeben.

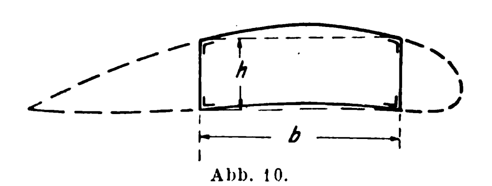


Abb. 10.

Erst die Verwendung sehr dicker (Junkersscher) Flügelprofile, die überhaupt den freitragenden Flügel erst möglich gemacht hat, hat auch wieder den einholmigen Flügel, jetzt als Kastenholm mit Ausnutzung der Ober- und Unterhaut des Flügels als Gurtplatten gebracht.

Versteht man unter der einholmigen Bauart eine solche, bei der keine der Tragwände des Kastens (Abb. 10) selbständige Knickungs-, Biegungs- oder Torsionsfestigkeit hat, so ist wohl Rohrbach als derjenige zu bezeichnen, der diese Konstruktion ganz konsequent durchgeführt hat, während



Rumpler und Fokker zwei selbständige Holme mit Hilfe der Sperrholzplatten der Flügelaußenhaut verbinden.

Gerade für die freitragenden Flügel wendiger und schneller Flugzeuge wird sich vielleicht der Kastenholm von möglichst großer lichter Fläche, wie er durch die Verbindung zweier Tragwände durch die Flügelbeplankung entsteht als notwendig erweisen, weil wohl nur mit diesem sich die für den Sturzflug (Belastungsfall *C*) erforderliche hohe Torsionssteifigkeit und Festigkeit erzielen läßt, es sei denn daß man für solche Jagd- oder Rennflugzeuge die äußeren Verspannungssysteme beibehält[1]).

Eben die Rohrbachsche Konstruktion hat nun gezeigt, daß man Kastenholme von sehr großer, mehr als die halbe Flügeltiefe ausnutzender Breite mit unselbständigen Vertikalwänden und sehr dünnen, dem Flügelprofil angepaßten Gurtplatten bauen kann, wenn nur diese Gurtplatten durch die Hauptflügelrippen und geeignete Hilfsrippen genügend gegen Ausbeulen geschützt sind. Übrigens gilt dies nicht nur für freitragende, sondern auch für Flügel mit Außentragwerk.

Die reine Biegungsberechnung solcher Kastenholme bietet, wenn man zunächst von den später zu behandelnden Fragen der Knickfestigkeit und ungleichen Spannungsverteilung absieht, keine Schwierigkeiten, dagegen muß bei reiner Torsionsbelastung ein aus Biegung der Holmwände und Schubbeanspruchung in ihrer Ebene zusammengesetzter Spannungs- und Formänderungszustand entstehen, welcher bisher der rechnerischen Erfassung sich entzogen hatte, obgleich man sich grundsätzlich schon lange darüber klar war, daß bei Einspannung der Flügelwurzel und bei gegenseitiger Behinderung der Querschnittswölbung Torsion mit Biegung verknüpft sein muß.[2])

Diese bisher nicht behandelte, für die Steifigkeit und Festigkeit des Flügelkörpers im Sturzflug wesentliche Aufgabe soll hier als Grundlage für rationelle Bauart und für planmäßige Versuche in Angriff genommen werden.

Biegungs-Verdrehung durch reine Torsionsbelastung.

Die reine Torsionsbelastung (durch ein konstantes über die Flügellängsachse stetig verteiltes Kräftepaar) entspricht hier wieder der Zerlegung der wirklichen, etwas weniger einfachen Belastungszustände in Elementarbelastungen, wie im ersten Kapitel zahlenmäßig durchgeführt.

Auch bei dem früher behandelten, zweiholmigen Flügel war reine Torsionsbelastung verknüpft mit zusammengesetzter Biegungs-Verdrehungsbeanspruchung und war dort als »reine Torsionsbiegung« bezeichnet worden.

Als Grundaufgaben für diese »reine Torsionsbiegung« eines Kastenholmes sollen nun die folgenden, etwas idealisierten Aufgaben gelöst werden:

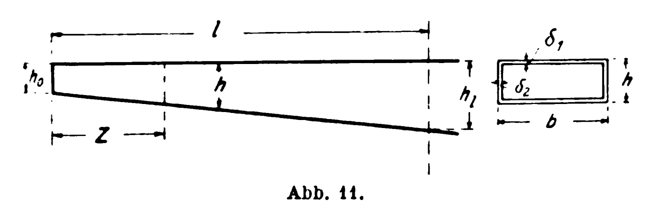


Abb. 11.

Ein dünnwandiger rechteckiger Kastenträger von prismatischer oder verjüngter Form, (Abb. 11) ausgerüstet mit genügenden Querwänden (Schotten) zur Festhaltung seines rechteckigen Querschnitts, sei in der Ebene des einen End- oder Wurzelquerschnitts gegen Verdrehung gestützt und erfahre eine reine, stetig verteilte Torsionsmomentbelastung längs der Achse.

Welche Spannungen und welche Verdrehungswinkel treten an ihm auf?

Das Nächstliegende wäre es, einen solchen Kastenholm lediglich auf reine Torsionspannung zu berechnen, etwa auf Grund der Erweiterung der St. Venantschen Theorie auf dünnwandige Querschnitte, wie sie von Bredt und Lorenz gegeben worden ist. Die spätere Betrachtung zeigt jedoch, daß dies in vielen Fällen zu einer starken Unterschätzung der Festigkeit wegen Außerachtlassung der Biegung der senkrechten Holmwände führen muß.

Man kann wohl von vornherein nach etwas Überlegung schließen, daß der reine (St. Venantsche) Torsionszustand sich nur bei prismatischem Kastenträger mit freien Enden, der lediglich durch Endmomente ohne stetig verteilte Momentbelastung tordiert ist, einstellen wird. Hierbei werden nämlich die Längsfasern ungehindert in Schraubenlinien übergehen können. Aber die Berücksichtigung der Einspannung am Auflager und der bei stetig verteilter Belastung und veränderlichem, verjüngten Querschnitt notwendiger Weise veränderlichen Querschnittswölbung bringt eine je nach der auskragenden Holmlänge mehr oder weniger merkliche Biegungswirkung der Holmwände hinein.

Die mangelnde Erkenntnis dieses Zusammenwirkens hat sicher früher manche Konstrukteure von der Anwendung des breiten Kastenholms zurückgehalten. Ich erinnere mich sogar einmal die Antwort erhalten zu haben: »Den Kastenholm muß ich auf Torsion allein berechnen, dabei komme ich viel ungünstiger weg, als wenn ich jede Wand selbständig mache und auf Biegung berechne. Also baue ich zweiholmig.«

Neuerdings ist aber die einholmige Bauart in recht vorteilhafter Weise bei Riesenflugzeugen verwendet worden.

Der reine Torsionszustand.

Es wird sich also der fragliche Spannungszustand als ein aus reiner Torsion des Querschnitts und Biegung der einzelnen Wände zusammengesetzter herausstellen; deswegen schicke ich zunächst eine Zusammenstellung der Ergebnisse der St. Venant-Bredt-Lorenzschen Torsionstheorie dünnwandiger geschlossener Rohrquerschnitte voraus[1]).

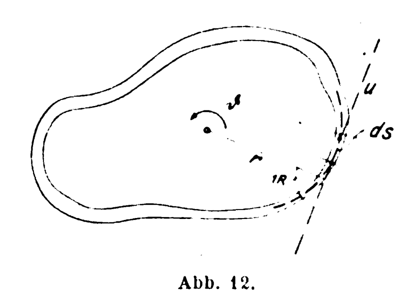


Abb. 12.

Zufolge der allgemeinen Grenzbedingung der Torsion muß die Schubspannung sowohl am Außen- als auch am Innenrande des Querschnitts tangential herumlaufen. (Abb. 12.) Wegen der Dünnwandigkeit des Querschnitts in Verbindung mit der Geschlossenheit, d. h. vollkommenen Rohrförmigkeit ohne Längsschlitze, darf mit genügender Genauigkeit angenommen werden, daß die Schubspannung τ über die Rohrdicke δ hin konstant ist. Es folgt dann sofort aus der Gleichgewichtsbedingung der axialen Kräfte an einem Volumenelement, daß die Schubkraft $t = \tau \delta$, bezogen auf die Längeneinheit der Randlinie, konstant sein muß.

---

[1]) Dies wird auch neuerdings bestätigt durch die von Herrn J. Taub weitergeführten, mir freundlichst zur Verfügung gestellten Rechnungen zu den früheren Kapiteln dieser Vorträge, die zu dem Ergebnis führen, daß der zweiholmige, unbeplankte Flügel als gänzlich freitragender nicht torsionssteif genug für den vollen Sturzflug einer schnellen Maschine gebaut werden kann.

[2]) Siehe Z. f. Math. u. Physik 1910, Timoschenko, Einige Stabilitätsprobleme der Elastizitätstheorie.

[1]) H. Lorenz, Technische Elastizitätslehre, Oldenbourg 1913, S. 98 bis 112.



Die weitere Gleichsetzung von äußerem Torsionsmoment M und resultierendem Drehmoment der Querschnittspannungen gibt dann die bekannte Formel:

$$\tau\,\delta = \frac{M}{2\,F_i}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (1)$$

wo F_i den sogenannten »lichten« Rohrquerschnitt bedeutet.

Der Verdrehungswinkel, auf die Längeneinheit bezogen, ergibt sich, wenn man die Formänderungsarbeit dieser Spannungen gleich derjenigen des Drehmoments setzt, nämlich:

$$\frac{d\vartheta}{dz} = \frac{M}{4\,F_i^2\,G}\oint\frac{ds}{\delta}, \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (2)$$

wo das Integral über die Mittellinie zwischen innerer und äußerer Randlinie zu erstrecken ist. Die St. Venantsche Querschnittswölbung w schließlich erhält man durch Ausrechnung der Gleichung:

$$\gamma_{sz} = \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial s},$$

wenn man

$$u = r\,\vartheta \text{ (Abb. 12)}, \quad \gamma_{sz} = \frac{\tau}{G}$$

setzt, durch den folgenden Ausdruck:

$$w = \frac{M}{2\,G\,F_i^2}\left[F_i\int\frac{ds}{\delta} - \Delta\,F_i\oint\frac{ds}{\delta}\right] \quad \ldots \quad (3)$$

Für den rechteckigen Querschnitt nehmen diese Formeln die Gestalt an:

$$\tau\,\delta_1 = \frac{M}{2\,b\,h} \text{ oder } \tau\,\delta_2 = \frac{M}{2\,b\,h}, \quad \ldots\ldots \quad (1a)$$

je nachdem es sich um Gurt- oder Stegwand handelt, ferner:

$$\vartheta' = \frac{M}{G}\,\frac{\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}}{2\,b^2\,h^2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (2a)$$

und (Abb. 13):

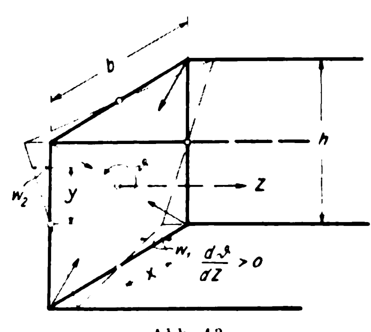


Abb. 13.

$$w_1 = \frac{M}{G}\,\frac{1}{4\,b^2\,h}\left(\frac{b}{\delta_1} - \frac{h}{\delta_2}\right)x \text{ bzw. } w_2 = \frac{M}{G}\,\frac{1}{4\,b\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1} - \frac{h}{\delta_2}\right)y \quad \ldots\ldots\ldots \quad (3a)$$

Torsionsbiegung der Querschnittswände.

Wird diese Querschnittswölbung an irgendeinem Querschnitt verhindert oder verringert, so sind dazu Längsspannungen σ erforderlich, welche von äußeren Kräften (Reaktionen) oder gegenseitiger Zwängung herrühren müssen.

Solche auf einen Querschnitt wirkenden Normalspannungen, welche sich übrigens am ganzen Stabe das Gleichgewicht halten, würden, wenn keine Querwände da wären, den Stab flachrhombisch drücken. Die Querwände verhindern dies, erzeugen aber Belastungskräfte der Trägerwände quer zu den Längskanten, welche ihrerseits eine Biegungsbelastung dieser Wände hervorrufen (Abb. 13 und 14).

Wir brauchen also weiter als Element der Betrachtung die Formänderung einer von solchen Belastungen gebogenen Wand.

Die Gleichung der Biegungslinie einer solchen langen Blechplatte ist unter Berücksichtigung der zusätzlichen Biegung durch die Schubspannungen unter Beachtung der in Abb. 14 getroffenen Vorzeichenwahl bekanntlich:

$$\left.\begin{aligned}\frac{d^2x}{dz^2} &= -\frac{M_y}{E\,J_y} + \frac{1}{G}\,\frac{d\tau_1}{dz}\\ \text{bzw.}\quad \frac{d^2y}{dz^2} &= -\frac{M_x}{E\,J_x} + \frac{1}{G}\,\frac{d\tau_2}{dz}\end{aligned}\right\}, \quad \ldots\ldots \quad (4)$$

worin τ_1 und τ_2 die gesamten Schubspannungen in der jeweiligen Plattenmitte bedeuten.

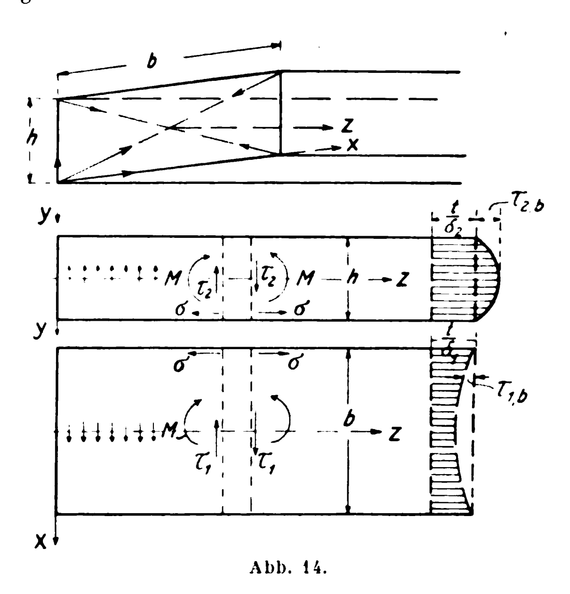


Abb. 14.

Es ist zweckmäßig, die Biegungsmomente durch die Maximalspannungen an den Plattenkanten auszudrücken, weil dadurch ohne weiteres die Bedingung erfüllt werden kann, daß an den gemeinsamen Blechkanten die Dehnungen also auch die Normalspannungen σ (positiv als Zugspannungen) gleich sein müssen.

Dies ergibt:

$$\left.\begin{aligned}\frac{d^2x}{dz^2} &= +\frac{2\,\sigma}{b\,E} + \frac{1}{G}\,\frac{d\tau_1}{dz}\\ \text{bzw.}\quad \frac{d^2y}{dz^2} &= -\frac{2\,\sigma}{b\,E} + \frac{1}{G}\,\frac{d\tau_2}{dz}\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots \quad (4a)$$

Diese Gleichungen der Biegungslinien der Blechwände beruhen bekanntlich auf der Voraussetzung, daß die Normalspannungen sich linear über die Breite der Platte verteilen. Dies ist streng richtig, wenn die Biegungsmomente durch Endbelastungen erzeugt sind, dagegen bei stetig verteilter Belastung nur näherungsweise erfüllt[1]).

Der Schubspannungszustand kann nun zusammengesetzt werden aus einer im Querschnitt konstanten Schubspannkraft

$$t = -\tau_{1,s}\,\delta_1 = -\tau_{2,s}\,\delta_2,$$

welche erzeugt wird durch die Randschubspannungen, welche die Blechwände in den aneinanderstoßenden Kanten aufeinander ausüben, und einer sich parabolisch verteilenden Biegungsschubspannung τ_b, welche durch die längs der z-Achse veränderlichen Normalspannungen σ bedingt ist, nach dem Gesetz:

$$\delta_1\,\tau_{1,b} = -\frac{d}{dz}\left(\frac{2\,\sigma}{b}\,S_1\right), \quad \delta_2\,\tau_{2,b} = +\frac{d}{dz}\left(\frac{2\,\sigma}{h}\,S_2\right), \quad . \quad (5)$$

wo bekanntlich S_1 und S_2 die statischen Momente des bis zur Entfernung x bzw. y von der Schwerlinie ab-

[1]) Siehe z. B. Love, Elastizität, Teubner 1907, S. 420.



geschnittenen Querschnittsteiles bedeuten, so daß also (Abb. 14) gilt[1]):

$$S_1 = \frac{1}{2}\,\delta_1\left(\frac{b^2}{4} - x^2\right),\quad S_2 = \frac{1}{2}\,\delta_2\left(\frac{h^2}{4} - y^2\right).$$

Es werden also die gesamten Schubspannungen

$$\left.\begin{aligned} \delta_1\tau_1 &= -\frac{d}{dz}\left[\frac{\sigma\,\delta_1}{b}\left(\frac{b^2}{4} - x^2\right)\right] - t \\ \delta_2\tau_2 &= +\frac{d}{dz}\left[\frac{\sigma\,\delta_2}{h}\left(\frac{h^2}{4} - y^2\right)\right] - t \end{aligned}\right\}\quad \ldots \text{(5a)}$$

wo vorübergehend y und x die Bedeutungen der Abb. 13 haben.

Die Maximalwerte der Schubspannungen treten in den Plattenmitten auf bei x bzw. $y = 0$ und erhalten die Werte:

$$\left.\begin{aligned} \delta_1\tau_{1,\max} &= -\frac{1}{4}\,\frac{d}{dz}(\sigma\,\delta_1 b) - t \\ \delta_2\tau_{2,\max} &= +\frac{1}{4}\,\frac{d}{dz}(\sigma\,\delta_2 h) - t \end{aligned}\right\}\quad \ldots\ldots \text{(5b)}$$

Beachten wir ferner noch, daß jeder Querschnitt infolge der Querschotten bzw. Rippenverbindungen sich als Ganzes um seinen Torsionswinkel ϑ herumdrehen wird, ohne die Lage seines Mittelpunktes zu ändern, da also:

$$x = \vartheta\,\frac{h}{2},\quad y = \vartheta\,\frac{b}{2},$$

so nehmen die Gleichungen der Biegungslinien die Form an:

$$\left.\begin{aligned} \frac{1}{2}\,\frac{d^2}{dz^2}(\vartheta h) &= +\frac{2\sigma}{bE} - \frac{1}{4G}\,\frac{d}{dz}\left[\frac{1}{\delta_1}\,\frac{d}{dz}(\sigma\,\delta_1 b)\right] - \frac{1}{G}\,\frac{d}{dz}\left(\frac{t}{\delta_1}\right) \\ \frac{1}{2}\,\frac{d^2}{dz^2}(\vartheta b) &= -\frac{2\sigma}{hE} + \frac{1}{4G}\,\frac{d}{dz}\left[\frac{1}{\delta_2}\,\frac{d}{dz}(\sigma\,\delta_2 h)\right] - \frac{1}{G}\,\frac{d}{dz}\left(\frac{t}{\delta_2}\right) \end{aligned}\right\}\quad \ldots\ldots\ldots\ldots \text{(4b)}$$

Es ist jetzt nur noch eine Gleichung nötig, welche ausdrückt, daß die beiden Arten von Schubspannungen ein resultierendes Drehmoment um die Stabachse gleich dem gesamten, zu dem betrachteten Querschnitt gehörenden Torsionsmoment $M = M_0 + mz$ haben.

Dadurch entsteht die Bedingung:

$$M = -2\left[\int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \tau_1\,\delta_1\,\frac{h}{2}\,dx + \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_2\,\delta_2\,\frac{b}{2}\,dy\right]\quad \ldots \text{(6)}$$

Die Einsetzung der Beziehungen (5a) und die Integration liefert:

$$M = t\cdot 2bh - \frac{b}{6}\,\frac{d}{dz}(\sigma\delta_2 h^2) + \frac{h}{6}\,\frac{d}{dz}(\sigma\delta_1 b^2)\quad . \text{(6a)}$$

Die drei Gleichungen (4b) und (6a) bestimmen nun zusammen mit den Grenzbedingungen und den zu gebenden Belastungskräften vollständig den Spannungszustand, freilich in einer im allgemeinen Fall mathematisch durchaus nicht einfachen Weise.

Prismatischer Holm konstanten Querschnitts.

Es liegt natürlich nahe, schon um sich in einfacher Weise ein Bild zu machen, vom prismatischen Kastenträger mit konstanten Wandstärken auszugehen und dadurch die drei Gleichungen linear und mit konstanten Koeffizienten zu machen, außerdem das Torsionsmoment M durch konstante stetige Belastung m zu erzeugen. Die drei Gleichungen des Problems vereinfachen sich dann zu[1]):

$$\vartheta'' = \frac{4\sigma}{Ehb} - \frac{\sigma'' b}{2Gh} - \frac{2t'}{G\delta_1 h} = -\frac{4\sigma}{Ebh} + \frac{\sigma'' h}{2Gb} - \frac{2t'}{G\delta_2 b}\quad \text{(4c)}$$

$$M = M_0 + mz = 2tbh + \sigma'\,\frac{bh}{6}\,(b\,\delta_1 - h\,\delta_2)\ .\ \text{(6b)}$$

Wir isolieren zunächst die unbekannte Biegungsspannung σ durch Elimination von ϑ und t aus den obigen Gleichungen und erhalten mit den Abkürzungen:

$$a^2 = \frac{48\,\frac{G}{E}}{bh\left(2\,\frac{b^2+h^2}{bh} + \frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right)}$$

$$c = \frac{6\left(\frac{b}{\delta_1} - \frac{h}{\delta_2}\right)}{b^2h^2\left(2\,\frac{b^2+h^2}{bh} + \frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right)}$$

die Differentialgleichung

$$\boxed{\sigma'' - a^2\sigma + mc = 0}\quad \ldots\ldots \text{(7)}$$

so daß die Lösung entsteht:

$$\boxed{\sigma = m\,\frac{c}{a^2} + A\,\mathfrak{Sin}\,(az) + B\,\mathfrak{Cof}\,(az)}\quad \ldots \text{(8)}$$

Aus dieser Lösung und aus Gleichung (6b) leitet man dann, wenn das Torsionsmoment M_0 an der Flügelspitze Null angenommen wird, ab:

$$t = \frac{mz}{2bh} - \sigma'\,\frac{b\,\delta_1 - h\,\delta_2}{12}\quad \ldots\ldots \text{(9)}$$

Die maximalen Schubspannungen (in den Plattenmitten) werden nach Gleichung (5b):

$$\tau_1\,\delta_1 = -t - \frac{b\,\delta_1}{4}\,\sigma' \qquad \tau_2\,\delta_2 = -t + \frac{h\,\delta_2}{4}\,\sigma'$$

und nach Einsetzung des obigen Wertes von t:

$$\left.\begin{aligned} \tau_1\,\delta_1 &= -\frac{mz}{2bh} - \frac{\sigma'}{12}\,(2b\,\delta_1 + h\,\delta_2) \\ \tau_2\,\delta_2 &= -\frac{mz}{2bh} + \frac{\sigma'}{12}\,(b\,\delta_1 + 2h\,\delta_2) \end{aligned}\right\}\quad \ldots\ldots \text{(5c)}$$

Die ersten Glieder der rechten Seiten geben die Schubspannung bei reinem (St. Venantschen) Torsionszustand die zweiten Glieder den Einfluß der Biegung, wobei man sieht, daß je nach dem Vorzeichen von σ', welches von den Integrationskonstanten abhängt, das eine Paar Wände entlastet, das andere mehr belastet wird.

Die Grenzbedingungen.

Die Bestimmung der Integrationskonstanten hängt nun offenbar von der Art der Abstützung an der Flügelwurzel und von der konstruktiven Ausbildung der Flügelspitze ab.

In bezug auf die Flügelwurzel könnte die Annahme wie auch bei den zweiholmigen Flügeln gemacht werden, daß der Holm über zwei Stützquerschnitte am Rumpf hinweg-

---

[1]) Es ist hier, wie in der ganzen Arbeit, vorausgesetzt, daß besondere Eckverstärkungsquerschnitte nicht vorhanden sind. Sie wären an sich leicht in die Rechnung einzufügen, jedoch ist ihr Nutzen nicht recht einzusehen, da die wagerechten Blechwände schon als Gurtplatten wirken. Vielmehr liegt ein Interesse vor, möglichst alles Material in die wagerechten Wände hineinzustecken, um sie knickfest und unempfindlich zu machen.

[1]) Man erkennt, daß der St. Venantsche Fall reiner Torsion, d. h. $\sigma = 0$ nur eintritt, wenn entweder $t =$ konst., also $m = 0$ (reine Endbelastung) oder $\delta_1 h = \delta_2 b$ (Wandungsquerschnitte ähnlich).

läuft und der Querschnitt in der Symmetrieebene des Flugzeugs, d. h. über der Rumpfachse eben und senkrecht bleibt. Rechnerisch etwas einfacher und konstruktiv wahrscheinlich ist die Annahme, daß in den Stützquerschnitten am Rumpf körperliche Rippen von solcher Steifigkeit eingebaut sind, daß schon dort die Querschnitte eben und senkrecht bleiben müssen.

Die Grenzbedingung an der Flügelspitze wird ebenfalls davon abhängen, ob das Profil an der Spitze durch eine flächenhafte Rippe nur gegen Profilverzerrung, aber nicht gegen Profilwölbung, oder ob es durch eine räumlich steife Rippe auch gegen Wölbung festgelegt ist.

Bei der Formulierung der Bedingung ebenbleibender Querschnitte muß man nun freilich zunächst eine gewisse Unstrenge in Kauf nehmen. Es werden nämlich die Querschnitte zwar bei linear veränderlicher Biegungsspannung und bei reiner Torsion, wie in dem betreffenden, früheren Kapitel dieses Aufsatzes gezeigt, eben bleiben können, dagegen wird die parabolisch verteilte kleine Biegungsschubspannung eine gewisse Querschnittswölbung hervorrufen, die ihrerseits wieder nur korrigiert werden könnte durch eine Abweichung von der linearen Verteilung der Biegungsnormalspannung. Vorbehaltlich einer späteren Verschärfung der Betrachtung wollen wir hier von jener gewöhnlich sehr kleinen Querschnittswölbung durch Biegungsschubspannung absehen und mit den oben berechneten Schubspannungen in den Wandmitten arbeiten.

Es würden sich nun die Querschnitte durch reine Biegungsmomente, auf der Stabachse senkrecht bleibend, um die Winkel x' bzw. y' von der positiven z-Achse nach der positiven x- bzw. y-Achse drehen und durch die mittleren Schubspannungen τ_1 und τ_2 die Rückdrehungen $\frac{\tau_1}{G}$ und $\frac{\tau_2}{G}$ erfahren (nach Abb. 14), wobei sie sich auf der Stabachse schief stellen.

Man hat also für $z = l$ die Grenz- oder Stützbedingungen

$$y' - \frac{\tau_2}{G} = 0 \qquad x' - \frac{\tau_1}{G} = 0 \quad \ldots\ldots \quad (10)$$

Beachtet man, daß infolge der Querversteifungen des Holmes:

$$\vartheta = \frac{2\,y}{b} = \frac{2\,x}{h}$$

ist und setzt für τ_1 und τ_2 die oben berechneten Werte (Gleichung 5c) ein, so erhalten diese Grenzbedingungen die Form:

$$\left.\begin{aligned} G\,\vartheta'_l - \sigma'_l\,\frac{b\,\delta_1 + 2\,h\,\delta_2}{6\,b\,\delta_2} &= -\frac{m\,l}{b^2\,h\,\delta_2} \\ G\,\vartheta'_l + \sigma'_l\,\frac{2\,b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{6\,h\,\delta_1} &= -\frac{m\,l}{b\,h^2\,\delta_1} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (10\text{a})$$

Die Auflösung ergibt, wenn c dieselbe Bedeutung hat wie in Gleichung (7), die folgenden expliziten Grenzbedingungen:

$$\boxed{\begin{aligned} \sigma'_l &= -m\,l\,c \\ G\,\vartheta'_l &= -\frac{3\,m\,l}{b^2\,h^2}\,\frac{b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{\delta_1\,\delta_2}\cdot\frac{1}{2\,\dfrac{b^2 + h^2}{b\,h} + \dfrac{\delta_1^2 + \delta_2}{\delta_1\,\delta_2}} \end{aligned}} \quad (10\text{b})$$

Spannungen und Verdrehungen für den Holm konstanten Querschnitts.

Für die Flügelspitze $z = 0$ möge nun eine flächenhafte, also in ihrer Ebene starre, aber senkrecht zu ihrer Ebene widerstandslose Rippe oder Querwand angenommen werden, also als Grenzbedingung:

$$\sigma_0 = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (10\text{c})$$

Diese Bedingung erfordert die Integrationskonstante:

$$B = -\frac{m\,c}{a^2}.$$

Die an der Flügelwurzel geltende Gleichung (10b) zeigt ferner daß:

$$\sigma'_l = -m\,l\,c = -\frac{m\,c}{a}\,\mathfrak{Sin}\,a\,l + A\,a\,\mathfrak{Cof}\,a\,l,$$

woraus:

$$A = \frac{m\,c}{a^2}\,\mathfrak{Tg}\,a\,l - m\,l\,\frac{c}{a}\,\frac{1}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}$$

und

$$\boxed{\sigma = \frac{m\,c}{a^2}\left[1 - \frac{\mathfrak{Cof}\,a\,(l-z) + a\,l\,\mathfrak{Sin}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}\right]} \quad \ldots \quad (8\text{a})$$

$$\sigma' = \frac{m\,c}{a}\,\frac{\mathfrak{Sin}\,a\,(l-z) - a\,l\,\mathfrak{Cof}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l} \quad \ldots\ldots \quad (8\text{b})$$

Die maximalen Schubspannungen in den Wandmitten werden danach und nach den Gleichungen (5c):

$$\tau_1\,\delta_1 = -\frac{m\,z}{2\,b\,h} - \frac{2\,b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{12}\,\frac{m\,c}{a}\,\frac{\mathfrak{Sin}\,a\,(l-z) - a\,l\,\mathfrak{Cof}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}$$

$$\tau_2\,\delta_2 = -\frac{m\,z}{2\,b\,h} + \frac{2\,h\,\delta_2 + b\,\delta_1}{12}\,\frac{m\,c}{a}\,\frac{\mathfrak{Sin}\,a\,(l-z) - a\,l\,\mathfrak{Cof}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}.$$

Für die Flügelwurzel erhält man die Werte:

$$\left.\begin{aligned} \tau_{1,l} &= -\frac{m\,l}{2\,b\,h\,\delta_1}\cdot\frac{3\left(\dfrac{\delta_1}{\delta_2} + \dfrac{h}{b}\right)}{2\,\dfrac{b^2 + h^2}{b\,h} + \dfrac{\delta_1^2 + \delta_2}{\delta_1\,\delta_2}} \\ \tau_{2,l} &= -\frac{m\,l}{2\,b\,h\,\delta_2}\cdot\frac{3\left(\dfrac{b}{h} + \dfrac{\delta_2}{\delta_1}\right)}{2\,\dfrac{b^2 + h^2}{b\,h} + \dfrac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}} \end{aligned}\right\} \quad \ldots \quad (5\text{d})$$

Die maximalen Schubspannungen an der Flügelwurzel verhalten sich also umgekehrt, wie die zugehörigen Wandbreiten und die breiten (wagerechten) Holmwände erfahren durch die zusätzliche Biegungsschubspannung eine Entlastung der Schubspannung, die schmalen (senkrechten) Holmwände eine Schubspannungserhöhung, und zwar, wie wir unten sehen werden, in sehr beträchtlichem Ausmaß bei den in der Praxis vorkommenden Abmessungen.

Es sind nun noch die Verdrehungssteifigkeiten $\frac{m\,z}{\vartheta'}$ und die Verdrehungswinkel ϑ zu berechnen, und zwar aus den Gleichungen (4c) und (6b), indem zunächst die Addition der Gleichungen (4c) liefert:

$$\vartheta'' = \frac{\sigma''}{4\,G}\,\frac{h^2 - b^2}{h\,b} - \frac{t'}{G\,b\,h}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right)$$

und deren Integration:

$$G\,\vartheta' = \sigma'\left[\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right] - \frac{m\,z}{2\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right) + C.$$

Die Konstante C wird nun dadurch bestimmt, daß für die Flügelwurzel die Gleichungen (10b) erfüllt sein müssen, d. h. es muß gelten:

$$G\,(\vartheta' - \vartheta'_l) = (\sigma' - \sigma'_l)\left[\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right] + \frac{m\,(l - z)}{2\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (11)$$

und daraus:

$$G\,(\vartheta - \vartheta'_l\,z) = (\sigma - \sigma'_l\,z)\left[\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right] + \frac{m\,z\left(l - \dfrac{z}{2}\right)}{2\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right) + D$$

und da für $z = l$, $\vartheta = 0$ sein soll:

$$\vartheta = -\vartheta'_l\,(l - z) + \frac{1}{G}\left[\sigma'_l\,(l - z) - (\sigma_l - \sigma)\right]\left[\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right] - \frac{m\,(l - z)^2}{4\,b^2\,h^2\,G}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right) \quad \ldots\ldots \quad (11\text{a})$$

Hierin sind nun die Werte von ϑ'_l und σ'_l aus der Gleichung (10b) und von σ, σ' und σ_l aus den Gleichungen (8a) und (8b) einzusetzen.

Deutung der Ergebnisse.

Um ein anschauliches Bild zu gewinnen, mögen die Spannungen und Formänderungen an der Flügelwurzel bzw. Flügelspitze mit denjenigen bei reiner Torsion bzw. reiner Biegung verglichen werden.

Würde das Torsionsmoment ml durch reine Biegung der senkrechten Holmwände aufgenommen werden, so würde deren Biegungsmoment an der Wurzel sein $M = m\frac{z^2}{2b}$.

Das zugehörige Widerstandsmoment erhält man, wenn man ¼ der Holmbreite zum Biegungsquerschnitt hinzurechnet, nämlich:

$$W = \frac{1}{\frac{h}{2}}\left[\frac{\delta_2 h^3}{12} + \frac{1}{4} b\,\delta_1 \frac{h^2}{2}\right] = \frac{h}{2}\left(\frac{b\,\delta_1}{2} + \frac{h\,\delta_2}{3}\right).$$

Die zugehörige Biegungsspannung σ_1 wäre also:

$$\sigma_1 = -m\frac{z^2}{bh}\frac{1}{\frac{b\,\delta_1}{2} + \frac{h\,\delta_2}{3}}$$

und zwar mit der Vorzeichenbedeutung der Abb. 14 negativ.

In Wirklichkeit entsteht aber nach Gleichung (8a):

$$\sigma_l = m\left[1 - \frac{\mathfrak{Cof}\,a(l-z) + a\,l\,\mathfrak{Sin}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}\right]\frac{E}{G}\,\frac{\frac{b}{\delta_1} - \frac{h}{\delta_2}}{8\,b\,h}.$$

Das Verhältnis $\frac{\sigma_1}{\sigma_l}$ wird also:

$$\frac{\sigma_1}{\sigma_l} = \frac{-z^2}{1 - \frac{\mathfrak{Cof}\,a(l-z) + a\,l\,\mathfrak{Sin}\,a\,z}{\mathfrak{Cof}\,a\,l}}\,8\,\frac{G}{E}\,\frac{1}{\left(\frac{b}{\delta_1} - \frac{h}{\delta_2}\right)\left(\frac{b\,\delta_1}{2} + \frac{h\,\delta_2}{3}\right)}.$$

Man setze etwa:

$$b = 4\,h, \quad l = 20\,h, \quad \delta_1 = \delta_2 = \frac{1}{200}\,h, \quad \frac{G}{E} = \frac{2}{5}.$$

Dann wird:

$$a = \frac{1}{1{,}46\,h}, \quad a\,l = 13{,}7, \text{ und}$$

bei $z = l$:

$$1 - \frac{1 + a\,l\,\mathfrak{Sin}\,a\,l}{\mathfrak{Cof}\,a\,l} \cong 1 - a\,l = -12{,}7,$$

ferner für $z = \frac{l}{2}$:

$$1 - \frac{\mathfrak{Cof}\frac{a\,l}{2} + a\,l\,\mathfrak{Sin}\frac{a\,l}{2}}{\mathfrak{Cof}\,a\,l} = \sim 1 - (1 + a\,l)\,e^{-\frac{al}{2}} = \sim 1.$$

Mit diesen Werten ergibt sich an der Wurzel das Spannungsverhältnis:

$$\frac{\sigma_1}{\sigma} = 14{,}38$$

und auf halber Holmlänge:

$$\frac{\sigma_1}{\sigma} = -45{,}6.$$

Die niedrigen (senkrechten) Holmwände nehmen danach an der Wurzel bei diesen Zahlenverhältnissen, infolge der verhältnismäßig großen Holmlänge l nur etwa 7 vH, bei halb so großer, frei auskragender Länge etwa 14 vH desjenigen Biegungsmomentes auf, welches in unabhängig voneinander arbeitende, keine Torsion aufnehmende Wände hineinkommen würde.

Auf halber Länge und übrigens auch fast im ganzen Bereich außer an der Wurzel und am freien Ende ist die Spannungsaufnahme durch Biegung sehr klein ($\sim$ 2 vH) und im entgegengesetzten Sinne wie bei Biegungsholmen.

Es ist also für die hier behandelte Elementarbelastung m der Torsion, welche ja dem C-Belastungsfall am nächsten steht, um so wichtiger sowohl für die Spannungen als für die Steifigkeit, den Holm torsionssteif (rohrförmig vollkommen geschlossen) zu machen, je länger er gegenüber seinen Querdimensionen ist.

Die maximalen Schubspannungen in den Wandmitten τ_1 und τ_2 kann man anderseits mit denjenigen Schubspannungen vergleichen, die bei reiner St. Venantscher Torsion bei gleichen Abmessungen und Belastungen auftreten würden.

Man kann nämlich die Gleichung (5a) auch in der Form schreiben:

$$\tau_{1,l} = (\tau_{1,l})_1\,\frac{3\left(\frac{\delta_1}{\delta_2} + \frac{h}{b}\right)}{2\,\frac{b^2 + h^2}{b\,h} + \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}}$$

$$\tau_{2,l} = (\tau_{2,l})_1\,\frac{3\left(\frac{b}{h} + \frac{\delta_2}{\delta_1}\right)}{2\,\frac{b^2 + h^2}{b\,h} + \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}},$$

wo:

$$(\tau_{1,l})_1 = -\frac{m\,l}{2\,b\,h\,\delta_1}$$

und

$$(\tau_{2,l})_1 = -\frac{m\,l}{2\,b\,h\,\delta_2}$$

nach Gleichung (1) die Schubspannungen bei reiner St. Venantscher Torsion sind.

Die obigen Zahlenverhältnisse ergeben dann:

$$\tau_{1,l} = (\tau_{1,l})_1\,0{,}357,$$

$$\tau_{2,l} = (\tau_{2,l})_1\,1{,}428.$$

Es werden demnach die Schubspannungen in den niedrigen Wänden um etwa 43 vH erhöht, in den breiten Wänden um etwa 64 vH erniedrigt, und zwar unabhängig von der Länge des Holmes, wobei, wie schon oben gesagt, die Spannungen sich umgekehrt wie die Wandhöhen verhalten.

Schließlich werde der Verdrehungswinkel ϑ_0 der wirklichen Torsionsbiegung an der Flügelspitze ($z = 0$) mit dem ideellen Verdrehungswinkel bei reiner Torsion und bei reiner Biegung verglichen wie folgt:

Es wird ϑ_0 nach Gleichung (11a):

$$\vartheta_0 = -\vartheta'_l\,l + \frac{1}{G}\left|\sigma'_l\,l - \sigma_l\right|\left[\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right] - \frac{m\,l^2}{2\,G}\,\frac{\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}}{2\,b^2\,h^2}.$$

Das letzte Glied der rechten Seite gibt den negativen Verdrehungswinkel der reinen (St. Venantschen) Torsion.

Die Einsetzung aus den Gleichungen (10b) und (8a), wenn man beachtet, daß $\mathfrak{Sin}\,al$ und $\mathfrak{Cof}\,al$ sehr groß und gleich werden, ergibt, wenn man zur Abkürzung

$$2\,\frac{b^2 + h^2}{b\,h} + \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2} = k$$

setzt:

$$G\,\vartheta_0 = \frac{m\,l^2}{b^2\,h^2 \cdot k}\left[3\,\frac{b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{\delta_1\,\delta_2} - 6\left(\frac{b}{\delta_1} \quad \frac{h}{\delta_2}\right)\left(\frac{h^2 - b^2}{6\,b\,h} + \frac{\delta_1^2 - \delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right)\left(1 - \frac{a\,l - 1}{48\,l^2}\,b\,h\,k\,\frac{E}{G}\right)\right] - \frac{m\,l^2}{4\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1} + \frac{h}{\delta_2}\right).$$

Bei reiner St. Venantscher Torsion würde entstehen:

$$G\,(\vartheta_0)_1 = +\frac{m\,l^2}{4\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}\right).$$

Man kann also wieder wie in dem Abschnitt über zweiholmige Flügelkörper einen Entlastungsfaktor ν einführen, durch den Ansatz:

$$\vartheta_0 = (\vartheta_0)_1\,(1-\nu),$$

wo die Entlastung gegeben ist durch:

längs der Holmachse t, ϑ, τ_1, b, h, δ_1 und δ_2, so daß man über zwei von ihnen noch willkürlich verfügen dürfte. Verschiedene Verfügungen würden hier entsprechend praktischen Abmessungen naheliegen, z. B. b = konst., $\delta_1 = \delta_2$ oder b = konst. $\cdot\, h$, δ_1 = konst. $\cdot\, \delta_2$ oder ϑ' = konst. (Flügel gleicher Steifigkeit), b = konst. usw.

Es ist mir aber nicht gelungen, mit irgendeiner dieser Annahmen die Gleichung (12) einer übersichtlichen Lösung zuzuführen, womit aber nicht gesagt sein soll, daß nicht andere Versuche ein besseres Ergebnis haben könnten.

$$\nu = 2 - \frac{4}{k}\left(\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}\right)\left[3\,\frac{b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{\delta_1\,\delta_2} - 6\left(\frac{b}{\delta_1}-\frac{h}{\delta_2}\right)\left(\frac{h^2-b^2}{6\,b\,h}+\frac{\delta_1^{\,2}-\delta_2^{\,2}}{\delta_1\,\delta_2}\right)\left(1-\frac{a\,l-1}{48\,l^2}\,b\,h\,k\,\frac{E}{G}\right)\right].$$

Die Einsetzung der früher gewählten Abmessungsverhältnisse liefert z. B.

$$k = 10{,}5 \qquad \frac{h^2-b^2}{6\,b\,h}+\frac{\delta_1^{\,2}-\delta_2^{\,2}}{\delta_1\,\delta_2} = -\frac{5}{8}$$

$$\frac{b}{\delta_1}-\frac{h}{\delta_2} = 600 \qquad \frac{b\,\delta_1 + h\,\delta_2}{\delta_1\,\delta_2} = 1000 \qquad 1-\frac{a\,l-1}{48}\,\frac{b\,h}{l^2}\,k\,\frac{E}{G} = 0{,}9306$$

$$\nu = 0{,}06.$$

Die Versteifungs- oder Entlastungszahl ν ist also von der Spannweite, solange diese die Profilbreite erheblich überwiegt, fast unabhängig und bei dem gewählten Verhältnis von Breite zu Höhe nicht erheblich (6 vH). ν könnte allerdings bei flacheren Profilen $\frac{b}{h} > 4$ auch größere Werte annehmen. Das würde darauf hindeuten, daß die Biegungsversteifung der Torsion bei verjüngten Holmen nach der Flügelspitze hin immer wichtiger wird.

Verjüngte Holme.

Die soeben behandelte Aufgabe kann nun, wie schon früher bemerkt, nur als Voraufgabe angesehen werden, da wohl alle Flügelkörper aus Gründen des Gewichtes und einer guten Gleitzahl in verjüngter Form ausgeführt werden müssen.

Jedenfalls würde eine Lösung nützliche Fingerzeige für künftige Konstruktionen geben.

Holm mit linear veränderlicher Höhe.

Wir betrachten das Obige also vorläufig nur als Programm und gehen dazu über, für einen einfachen, verjüngten Flügelkörper die Frage nach dem Verlauf der Spannungen σ und τ und der Verdrehungswinkel ϑ zu formulieren.

Es handle sich um einen Holm von konstanten Wandstärken δ_1 und δ_2, von konstanter Breite b und von linear veränderlicher Höhe $h = h_0\left(1+f\,\frac{z}{l}\right)$, wobei entsprechend den wirklichen Ausführungen (siehe das spätere Zahlenbeispiel) f etwa gleich vier sein wird.

Die Gleichungen (4b) werden dann, wenn man als unabhängige Variable $\zeta = \frac{z}{l}$ einführt und jetzt die Indexstriche Differentiation nach ζ bedeuten (Gl. (13)):

$$\left.\begin{aligned}
\vartheta'' &= -\frac{4\,l^2}{E\,b\,h_0}\,\frac{\sigma}{1+f\,\zeta}+\frac{h_0}{2\,G\,b}\,\frac{d^2}{d\,\zeta^2}\left[\sigma\,(1+f\,\zeta)\right]-\frac{2\,l}{G\,b\,\delta_2}\,t' \\
\vartheta''\,(1+f\,\zeta)+2\,\vartheta' f &= +\frac{4\,l^2}{E\,b\,h_0}\,\sigma-\frac{b}{2\,G\,h_0}\,\sigma''-\frac{2\,l}{G\,\delta_1\,h_0}\,t' \\
6\,\frac{m\,l^2}{b\,h_0}\,\frac{\zeta}{1+f\,\zeta} &= 12\,l\,t+\sigma'\,(b\,\delta_1-h\,\delta_2)-2\,\sigma\,f\,h_0\,\delta_2
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots (13)$$

Holm gleicher Festigkeit.

Der nächste Schritt für eine Weiterführung der Aufgabe wäre es nun vielleicht, entsprechend dem Anwachsen der Torsions- und der Biegungsmomente von der Flügelspitze nach der Flügelwurzel hin, die Frage nach dem Flügelholm von sogenannter gleicher Festigkeit, d. h. von konstanter, maximaler Schub- und Normalspannung jedes Querschnitts zu stellen.

In den Gleichungen (4a), (5a) und (6a) sind dann die Ableitungen $\frac{\partial\,\tau_{max}}{\partial\,z}$ und $\frac{\partial\,\sigma_{max}}{\partial\,z}$ zu Null zu machen, wobei zu beachten ist, daß die Schubspannung in der Mitte der niedrigeren beiden Wände (also der senkrechten für gewöhnlich) die größere sein wird.

Man erhält dann die Gleichungen (12):

$$\left.\begin{aligned}
&\frac{1}{2}\,\frac{d^2}{d\,z^2}\,(\vartheta\,h) = \frac{2\,\sigma}{b\,E}+\frac{1}{G}\,\tau_1{}' \\
&\frac{1}{2}\,\frac{d^2}{d\,z^2}\,(\vartheta\,b) = -\frac{2\,\sigma}{h\,E} \\
&\tau_1\,\delta_1 = -\frac{\sigma}{4}\,\frac{d}{d\,z}\,(b\,\delta_1)-t, \qquad \tau_2 = +\frac{\sigma}{4\,\delta_2}\,\frac{d}{d\,z}\,(h\,\delta_2)-\frac{t}{\delta_2} = \text{konst.} \\
&m\,z = t\cdot 2\,b\,h-\frac{\sigma}{6}\left[b\,\frac{d}{d\,z}\,(h^2\,\delta_2)-h\,\frac{d}{d\,z}\,(b^2\,\delta_1)\right]
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots (12)$$

In diesen Gleichungen hat man σ = konst., τ_2 = konst. und m = konst. als gegeben zu betrachten und erhält also 5 Gleichungen für die 7 gesuchten Funktionen der Abszisse z

Dies sind drei Gleichungen für die drei zu bestimmenden Funktionen ϑ, t und σ von ζ.

Wir können nun z. B. t eliminieren, indem wir es aus der letzten in die beiden ersten Gleichungen einsetzen, sodann ϑ eliminieren, indem wir ϑ'' und ϑ''' aus der ersten Gleichung entnehmen und in die differenzierte zweite Gleichung einführen.

Die Differentialgleichung der Biegungsspannung.

Auf diese Weise erhält man eine lineare Differentialgleichung dritter Ordnung mit von der unabhängigen Veränderlichen $\zeta = \frac{z}{l}$ abhängigen, also veränderlichen Koeffizienten. Diese läßt sich etwas übersichtlicher und in dimensionslosen Größen schreiben, wenn man die folgenden Abkürzungen einführt:

Als abhängige Veränderliche statt σ:

$$S = \frac{\sigma}{m} \frac{8 \frac{G}{E} b h_0}{\frac{h_0}{\delta_2} + 2 \frac{b}{\delta_1}} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (14)$$

und als Koeffizienten:

$$\left.\begin{aligned}
\alpha &= \frac{2 \frac{b^2 + h^2}{b h_0} + \frac{h}{h_0} \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2}}{48 \frac{G}{E} \frac{l^2}{b h_0}} = \frac{1}{48 \frac{G}{E} \frac{l^2}{b h_0}} \left[2 \frac{h_0}{b} (1 + f\zeta)^2 + \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2} (1 + f\zeta) + 2 \frac{b}{h_0} \right] \\
\beta &= \frac{11 \frac{h}{b} + \frac{3 \delta_1^2 + 4 \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2}}{48 \frac{G}{E} \frac{l^2}{b h_0}} = \frac{1}{48 \frac{G}{E} \frac{l^2}{b h_0}} \left[11 \frac{h_0}{b} (1 + f\zeta) + \frac{3 \delta_1^2 + 4 \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2} \right] \\
\gamma &= \frac{9 f^2 \frac{h_0}{b}}{48 \frac{G}{E} \frac{l^2}{b h_0}}
\end{aligned}\right\} \quad \ldots \ldots \quad (15)$$

Dann ergibt sich die gesuchte Differentialgleichung in der Form:

$$\boxed{S''' \alpha + S'' f \beta - S' (1 - \gamma) - S \frac{f}{1 + f\zeta} = \frac{f}{(1 + f\zeta)^2}} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (16)$$

Hierin sind α und β von ζ abhängig nach den obigen Formeln (15), f ist der Parameter, welcher die Verjüngung des Holmes angibt, $\zeta = \frac{z}{l}$ läuft von 0 bis 1 und die Maximalwerte von α, β und γ sind sehr klein gegen 1, wie man sieht, wenn man die folgenden, etwa praktischen Ausführungen entsprechenden Abmessungen wählt:

$$\frac{h_0}{b} = \frac{8}{100}, \quad \frac{\delta_1^2 + \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2} = 2, \quad \frac{3 \delta_1^2 + 4 \delta_2^2}{\delta_1 \delta_2} = 7, \quad \frac{G}{E} = \frac{2}{5}, \quad \frac{l^2}{b h_0} = \frac{4900}{8}$$

$$\frac{l^2}{b^2} = 49, \quad \frac{h_0}{\delta_2} + \frac{2 b}{\delta_1} = 208$$

$$\alpha = (1 + f\zeta)^2 \, 1{,}36 \cdot 10^{-5} + (1 + f\zeta) \, 1{,}7 \cdot 10^{-4} + 2{,}127 \cdot 10^{-3}$$

$$\beta = (1 + f\zeta) \, 7{,}48 \cdot 10^{-5} + 5{,}95 \cdot 10^{-4}$$

$$\gamma = f^2 \cdot 6{,}12 \cdot 10^{-5}.$$

Vernachlässigt man, wie sicher zulässig, γ gegen 1 und zieht aus den ersten beiden Faktoren α und β den Faktor 10^{-5} heraus, so schreibt sich Gleichung (16) in der Gestalt:

$$10^{-5} \left[S''' \left\{ 1{,}36 (1 + f\zeta)^2 + 17 (1 + f\zeta) + 212{,}7 \right\} + S'' f \left\{ 7{,}48 (1 + f\zeta) + 59{,}5 \right\} \right] - S' - S \frac{f}{1 + f\zeta} = \frac{f}{(1 + f\zeta)^2} \quad (16a)$$

Die Grenzbedingungen.

Die Grenzbedingungen für diese Differentialgleichung sind die entsprechenden wie für konstante Holmhöhe, nämlich:

Für $z = 0$ soll $\sigma = 0$ und

für $z = l$ soll $y' - \frac{\tau_2}{G} = 0$ und $x' - \frac{\tau_1}{G} = 0$ sein (Gleichung (10)).

Die Einsetzung von τ_1 und τ_2 aus den Gleichungen (5a) ergibt nun, wenn man wiederum beachtet, daß der Verdrehungswinkel ϑ den Durchbiegungen x und y proportional ist, die beiden Grenzbedingungen für ϑ' und σ:

$$\frac{b}{2} \vartheta'_l - \frac{1}{4 \delta_2 G} \frac{d}{dz} (\sigma \delta_2 h) + \frac{t}{G \delta_2} = 0 \qquad \frac{h}{2} \vartheta'_l + \frac{1}{4 \delta_1 G} \frac{d}{dz} (\sigma \delta_1 b) + \frac{t}{G \delta_1} = 0,$$

welche Gleichungen, da von den Abmessungen nur h veränderlich sein soll, übergehen in:

$$G \vartheta'_l - \frac{1}{2 b} \frac{d}{dz} (\sigma h) + \frac{t}{b \delta_2} = 0 \qquad G \vartheta'_l + \frac{b}{2 h} \sigma' + \frac{t}{h \delta_1} = 0,$$

worin nach Gleichung (6a) noch einzuführen ist:

$$t = \frac{m z}{2 b h} + \frac{\delta_2}{12 h} \frac{d}{dz} (\sigma h^2) - \frac{\delta_1 b}{12} \sigma',$$

so daß sich ergibt:

$$\left.\begin{aligned}
G \vartheta'_l - \frac{1}{2 b} \frac{d}{dz} (\sigma h) + \frac{1}{12 b h} \frac{d}{dz} (\sigma h^2) - \frac{1}{12} \frac{\delta_1}{\delta_2} \sigma' &= - \frac{m l}{2 b^2 h \delta_2} \\
G \vartheta'_l + \frac{b}{2 h} \sigma' + \frac{1}{12} \frac{\delta_2}{\delta_1} \frac{1}{h^2} \frac{d}{dz} (\sigma h^2) - \frac{1}{12} \frac{b}{h} \sigma' &= - \frac{m l}{2 b h^2 \delta_1}
\end{aligned}\right\} \quad \ldots \ldots \ldots \ldots \quad (17)$$

Die Subtraktion beider Gleichungen liefert:

$$\sigma' \left[\frac{5}{12} \frac{b}{h} + \frac{1}{12} \frac{\delta_1}{\delta_2} \right] + \frac{d}{dz} (\sigma h) \frac{1}{2 b} + \frac{d}{dz} (\sigma h^2) \frac{1}{12 h^2} \left[\frac{\delta_2}{\delta_1} - \frac{h}{b} \right] = \frac{m l}{2 b h} \left[\frac{1}{b \delta_2} - \frac{1}{h \delta_1} \right].$$



Diese Bedingung ist also an der Stelle $z = l$ zu erfüllen, außerdem noch an derselben Stelle derjenige Wert von ϑ' zu erzwingen, der sich aus der ersten oder der zweiten der obigen Gleichungen (17) ergibt.

Die letzterhaltene Grenzbedingung an der Stelle $z = l$ läßt sich auch mit der reduzierten Abszisse $\zeta = \frac{z}{l}$ als unabhängiger Variabler und der reduzierten (dimensionslosen) Spannung S der Definitionsgleichung (14) in die Form bringen: Es soll an der Stelle $\zeta = \frac{z}{l} = 1$ gelten:

$$S'\left[5\,\frac{b^2+h^2}{b\,h}+\frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right]+S\,\frac{h_0}{h}\,f\left[4\,\frac{h}{b}+2\,\frac{\delta_2}{\delta_1}\right]=48\,\frac{G}{E}\,\frac{l^2\,h_0}{b\,h^2}\,\frac{\frac{h}{\delta_2}-\frac{b}{\delta_1}}{\frac{h_0}{\delta_2}+2\,\frac{b}{\delta_1}} \quad \ldots\ldots\ldots (17a)$$

wo der obere Indexstrich Differentiation nach ζ bedeutet.

Anderseits folgt aus den Differentialgleichungen (13) des Problems längs des ganzen Holmes also auch an der Stelle $z = l$, wenn man aus der ersten und letzten ϑ'' und lt' entnimmt und in die zweite der Gleichungen (13) einsetzt, wo nunmehr auch die Ableitungen nicht mehr nach z, sondern nach ζ zu nehmen sind:

$$G\,\vartheta' = +\frac{m\,l^2}{2\,f\,b^2\,h_0^2}\left[\frac{h}{\delta_2}-\frac{b}{\delta_1}\right]\frac{1}{(1+f\,\zeta)^2}+\sigma\,\frac{G}{E}\,\frac{4\,l^2}{f\,b\,h_0}-\sigma'\left(\frac{h}{\delta_2}+\frac{b}{\delta_1}\right)\frac{\delta_2}{4\,b}-\sigma''\,\frac{h}{12\,f\,h_0}\left[2\,\frac{b^2+h^2}{b\,h}+\frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right],$$

und nun kann man ϑ' mit Hilfe der Grenzbedingungen (17) an der Stelle $\zeta = 1$

$$G\,\vartheta' = -\frac{m\,l^2}{2\,b^2\,h\,\delta_2}+\sigma\,\frac{h_0\,f}{3\,b}+\sigma'\left[\frac{5}{12}\,\frac{h}{b}+\frac{1}{12}\,\frac{\delta_1}{\delta_2}\right]$$

durch Subtraktion eliminieren und erhält als letzte noch ausstehende Grenzbedingung für σ bzw. S allein:

$$S''\left[2\,\frac{b^2+h^2}{b\,h}+\frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right]+S'\,\frac{f}{1+f}\left[8\,\frac{h}{b}+\frac{\delta_1^2+3\,\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}\right]-S\,\frac{48}{1+f}\,\frac{G}{E}\,\frac{l^2}{b\,h_0}\ ^{1)}$$
$$=48\,\frac{G}{E}\,\frac{1}{1+f}\,\frac{l^2}{b\,h_0}\,\frac{\frac{2\,h_0}{\delta_2(1+f)}-\frac{b}{\delta_1(1+f)^2}}{\frac{2\,b}{\delta_1}+\frac{h_0}{\delta_2}} \quad \ldots\ldots\ldots (18)$$

Die Größenverhältnisse der Koeffizienten.

Setzt man in diese beiden Grenzbedingungen dieselben Zahlenverhältnisse wie in die zugehörige Differentialgleichung (16a) ein, so ergibt sich:

$$5\left(\frac{b}{h}+\frac{h}{b}\right)+\frac{\delta_1}{\delta_2}+\frac{\delta_2}{\delta_1}=16{,}5, \quad \frac{h_l}{\delta}=400, \quad f=4 \qquad 48\,\frac{l^2\,h_0}{b\,h^2}\,\frac{G}{E}\,\frac{\frac{h}{\delta_2}-\frac{b}{\delta_1}}{\frac{h_0}{\delta_2}+2\,\frac{b}{\delta_1}}=-1355{,}0$$

$$\frac{h_0}{h}\,f\left(4\,\frac{h}{b}+2\,\frac{\delta_2}{\delta_1}\right)=2{,}88$$

und damit wird die erste Grenzbedingung an der Stelle $\zeta = 1$:

$$S'\cdot 16{,}5+S\cdot 2{,}88=-1355{,}0 \quad \ldots\ldots\ldots (17b)$$

Ferner:

$$\frac{2\,b}{h}+2\,\frac{h}{b}+\frac{\delta_1}{\delta_2}+\frac{\delta_2}{\delta_1}=7{,}8$$

$$\frac{f}{1+f}\left(8\,\frac{h}{b}+3\,\frac{\delta_2}{\delta_1}+\frac{\delta_1}{\delta_2}\right)=5{,}75$$

$$\frac{4\,f^2}{1+f}\,\frac{h_0}{b}\left(1-\frac{G}{E}\,\frac{12\,l^2}{f^2\,h_0^2}\right)=-2350$$

$$1+\frac{h_0}{\delta_2(1+f)}=17, \quad 48\,\frac{G}{E}\,\frac{1}{1+f}\,\frac{l^2}{b\,h_0}\,\frac{\frac{h_0}{\delta_2(1+f)}-\frac{b}{\delta_1(1+f)^2}}{\frac{2\,b}{\delta_1}+\frac{h_0}{\delta_2}}=-90{,}5$$

und hiermit schließlich als letzte Grenzbedingung an der Stelle $\zeta = 1$:

$$S''\cdot 7{,}8+S'\cdot 5{,}75-S\,2350=-90{,}5 \quad \ldots\ldots\ldots (18a)$$

Verdrehungswinkel und Schubspannung.

Wir gehen nunmehr dazu über, auch den Verdrehungswinkel ϑ und ferner die maximale Schubspannung τ längs der Holmachse zu ermitteln.

Aus den drei Differentialgleichungen (13) des Problems kann man durch Elimination von ϑ'' und t' die folgende Gleichung ableiten:

$$\vartheta' = -\frac{M}{G\,2\,b^2\,h^2}\left(\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}\right)\left[\frac{1}{f\,\zeta}\,\frac{\frac{b}{\delta_1}-\frac{h}{\delta_2}}{\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}}+8\,\frac{\sigma}{m}\,\frac{G}{E}\,\frac{l}{f\,\zeta}\,\frac{b\,h^2}{h_0\left(\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}\right)}-\right.$$
$$\left.-\frac{\sigma'}{m}\,\frac{\delta_2}{2\,l}\,\frac{b\,h^2}{\zeta}-\frac{\sigma''}{m}\,\frac{b^2\,h^3}{6\,h_0\,f\,\zeta\,l}\,\frac{2\,\frac{b^2+h^2}{b\,h}+\frac{\delta_1^2+\delta_2^2}{\delta_1\,\delta_2}}{\frac{b}{\delta_1}+\frac{h}{\delta_2}}\right] \quad \ldots\ldots\ldots (20)$$

1) An dieser Stelle ist 1 gegen $\frac{G}{E}\,\frac{12\,l^2}{f^2\,h_0^2}$ vernachlässigt worden.

Die Striche bedeuten wiederum Differentiation nach $\zeta = \frac{z}{l}$, $M = m z$ ist das Torsionsmoment an der Stelle z. Der Faktor vor der eckigen Klammer der rechten Seite stellt offenbar den Verdrehungswinkel, bezogen auf die Längeneinheit bei reiner St. Venantscher Torsion gemäß der Formel (2a), dieser Arbeit dar, und die Abweichung dieses Klammerwerts selbst gibt den entlastenden Einfluß der Biegung der Holmwände, wobei die Werte von σ, σ' und σ'' aus dem vorher zu berechnenden Integral der Differentialgleichung (16a) zu entnehmen sind.

Die Formeln (5b) und (6a) dieser Arbeit geben die maximalen Schubspannungen in den Mittellinien der vier Holmwände, und zwar erhält man:

$$\left.\begin{aligned} \delta_1 \tau_{1.\max} &= -\frac{1}{4} \frac{d}{d z} (\sigma \delta_1 b) - t = -\frac{1}{4 l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_1 b) - \frac{1}{12 h l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_2 h^2) + \frac{1}{12 b l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_1 b^2) - \frac{M}{2 b h} \\ \delta_2 \tau_{2.\max} &= +\frac{1}{4} \frac{d}{d z} (\sigma \delta_2 h) - t = +\frac{1}{4 l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_2 h) - \frac{1}{12 h l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_2 h^2) + \frac{1}{12 b l} \frac{d}{d \zeta} (\sigma \delta_1 b^2) - \frac{M}{2 b h} \end{aligned}\right\} \quad . \; . \; (21)$$

Auch hier erkennt man, daß die letzten Glieder der rechten Seiten die reinen St. Venantschen Torsionsschubspannungen der Formel (1a) vorstellen, die zur Abkürzung gesetzt werden mögen:

$$\frac{M}{2 b h} = (\tau \delta)_0 = t_0,$$

so daß sich schließlich ergibt:

$$\left.\begin{aligned} \delta_1 \tau_{1,\max} &= t_0 - \frac{\sigma'}{12 l} (2 b \delta_1 + h \delta_2) - \frac{\sigma}{6 l} h_0 \delta_2 f \\ \delta_2 \tau_{2,\max} &= t_0 + \frac{\sigma'}{12 l} (2 h \delta_2 + b \delta_1) + \frac{\sigma}{12 l} h_0 \delta_2 f \end{aligned}\right\} \; . \; (21)$$

Auch hierhinein sind die Werte von σ und σ' aus dem Integral der Differentialgleichung (16a) einzusetzen.

Die zu t_0 hinzukommenden Glieder geben wiederum die infolge der Biegung entstehende Verminderung bzw. Vermehrung der St. Venantschen Schubspannungen in den Holmwandmitten.

Die zahlenmäßige Ausrechnung und Darstellung der Verdrehungswinkel ϑ und der Schubspannungen $\tau_{1,\max}$ und $\tau_{2,\max}$ der Formeln (20) und (21) ist also erst möglich nach Erledigung der Berechnung der Biegungsspannung σ, d. h. erst nach der Integration der Differentialgleichung (16a).

Die Integration der Differentialgleichung (16a) mit den Grenzbedingungen (17a) (18) an der Stelle $\zeta = 1$ und der Grenzbedingung $S = 0$ an der Stelle $\zeta = 0$ war infolge der außerordentlichen Kleinheit der Koeffizienten der beiden höchsten Ableitungen nicht ganz einfach. Grundsätzlich handelte es sich zwar nur um eine lineare Differentialgleichung mit rationalen Koeffizienten und einfacher Störungsfunktion, aber das Mittel der Potenzreihenentwicklung versagte hier praktisch. Es mußten also andere Integrationsmethoden gefunden werden, deren Gang und deren Zahlenergebnisse im nächsten Abschnitt gegeben werden sollen

---

Buchbesprechungen.

Erfinden und Konstruieren. Ein Beitrag zum Verständnis und zur Bewertung. Von Dr.-Ing. G. I. Meyer. Zweite erweiterte Auflage. Verlag von Julius Springer, Berlin. 82 S. Preis geh. M. 4,50, gebd. M. 5,70.

Nach einer Erklärung der Begriffe des Erfindens und Konstruierens ist in dieser Arbeit der Versuch gemacht worden, die Denktätigkeit beider zu erläutern und ihre leitenden Gesichtspunkte und Regeln zu entwickeln. Es ist gezeigt worden, daß Erfinden Arbeit ist und aufgespeicherte Erfahrungen voraussetzt, ferner wie diese gesammelt und verwertet werden können. Daraus ergibt sich die Möglichkeit, bei Vorhandensein einer gewissen Begabung das Erfinden und Konstruieren zu lernen und zu lehren, und damit eine Aussicht auf Förderung unserer Produktion, die im Interesse des verarmten Deutschlands verfolgt zu werden verdient.

Ein engeres Sondergebiet, auf dem der Verfasser während zweier Jahrzehnte in leitender Stellung tätig war, ist unter diesem Gesichtspunkte als Anweisung für die Fachgenossen des gleichen Gebietes und als Anregung zur Übertragung auf andere Zweige der Technik in zahlreichen Beispielen eingehend behandelt. Viele allgemeine Hinweise sind ausdrücklich gegeben, andere für den Fachmann mehr oder weniger leicht abzuleiten.

Gleichzeitig bemühen sich die Ausführungen, gewisse wesentliche Grundsätze zur Psychologie des Erfinders und Konstrukteurs aufzustellen, die auch zur Beurteilung der Streitfragen zwischen den Parteien von Wert sein können, und denjenigen, die über das Schicksal der gewerblichen Schutzrechte zu entscheiden haben, seien es Anmelder und Inhaber derselben oder die Wettbewerber, die Prüfer des Amtes oder die Gerichte, als Leitfaden zu dienen geeignet sind. Kp.

Die Getriebekinematik als Rüstzeug der Getriebedynamik. Von Dr.-Ing. Fr. Proeger. Heft 285 der Forschungsarbeiten auf dem Gebiete des Ingenieurwesens. VDI-Verlag G. m. b. H., Berlin NW 7. Gr.-8°, IV/74 S. mit 114 Abb. Preis brosch. RM. 6,70.

In der Praxis fanden erst in den letzten Jahren die Lehren der Kinematik eine gewisse Bedeutung, da sie wertvolle Dienste bei der Lösung mancher dynamischen Aufgaben leisteten. Gewisse graphische Verfahren haben sich hierbei herausgebildet, die aber nur für die entsprechende Aufgabe zugeschnitten waren. Wie die vorliegende Arbeit jedoch zeigt, können sämtliche dynamischen Aufgaben einer Lösung zugeführt werden.

Der Verfasser hat zunächst in einem ersten Teil in grundlegender Weise die Getriebekinematik behandelt. Eine systematische Einteilung der Getriebe läßt eine weitere schematische Behandlung der Geschwindigkeiten und Beschleunigungen der einzelnen Getriebepunkte zu. Die hierbei notwendigen graphischen Verfahren sind eingehend auseinandergesetzt.

Im zweiten Teil fanden dann die Kenntnisse der Getriebekinematik in der Getriebedynamik Anwendung. Es wurde zunächst die Aufgabe behandelt:

»Bei gegebenem Bewegungszustand und bekannter Massenverteilung eines Getriebes die auftretenden Gelenkdrücke und die wirkenden äußeren Kräfte zu bestimmen.«

An Hand eines allgemein durchgeführten Beispiels dürfte es keine Schwierigkeiten bieten, dieselbe Aufgabe auf andere Getriebearten zu übertragen.

Hieran schließen sich Betrachtungen über die umgekehrte Aufgabe:

»Zu bekannten äußeren Kräften und bei bekannter Massenverteilung des Getriebes den Gang desselben zu bestimmen.«

Die Lösung dieser Aufgabe läuft darauf hinaus, die Massen auf die einzelnen Kurbeln des Getriebes zu reduzieren, was auf Grund der vorangegangenen Darlegungen jederzeit ausgeführt werden kann. Dadurch ist der Boden bereitet, um die entstehende Differentialgleichung zweiten Grades einer Lösung zuzuführen.

Das vorliegende Buch ist daher berufen, eine bisher fühlbare Lücke auf dynamischem Gebiete auszufüllen, und wird jedem Praktiker und Wissenschaftler, der sich mit dynamischen Problemen zu beschäftigen hat, wertvolle Hilfe leisten.



Werkstoffnormen. Stahl, Eisen, Nichteisenmetalle. DIN-Taschenbuch 4. Herausgegeben vom Normenausschuß der Deutschen Industrie E. V. Berlin NW. 7. Mai 1926. Berlin SW 19. Beut-Verlag G. m. b. H. 8°. 111 S. Preis geheftet RM. 2,50.

Das DIN-Taschenbuch 4 enthält sämtliche Normenblätter, die auf dem Gebiet der Werkstoffnormung bisher herausgegeben sind. Es ist in 7 Abschnitte gegliedert: Werkstoffprüfung, Stahl und Eisen, Nichteisenmetalle, Stahl gewalzt, Stahl gezogen, Halbzeug aus Nichteisenmetallen und Drähte für Elektrotechnik. In den einzelnen Abschnitten sind chemische Zusammensetzung und mechanische Eigenschaften der Metallarten angegeben und vor allem die Normen für gewalzte, gezogene und in Stangen gepreßte Erzeugnisse mit den zulässigen Abweichungen enthalten. H.

Der Bau des Flugzeuges. Teil II, Tragwerkverspannung und Leitwerk. Von Dipl.-Ing. E. Pfister. 1926. Berlin-Charlottenburg 2. Verlag von C. J. E. Volkmann Nachf. G. m. b. H. 8°. 52 S. mit 85 Abb. im Text. Preis geheftet RM. 2.

Der 2. Teil der Sammlung »Der Bau des Flugzeuges«, vom gleichen Verfasser und in gleicher Art wie der bereits vor einiger Zeit erschienene 1. Teil über »Allgemeinen Aufbau und die Tragflächen«, behandelt in vereinfachter Weise die im Titel angegebenen Bauteile des Flugzeuges. Auch hier nehmen einfache und klare Rechnungen, die dem Zwecke des Buches entsprechend elementar sind, einen breiten Raum ein und geben dem Lernenden Gelegenheit, ein Gefühl für die auftretenden Kräfte und ihre Größe zu bekommen. Auch für dieses Heft kann weiteste Verbreitung gewünscht werden. H.

Schnellaufende Verbrennungsmaschinen von Harry R. Ricardo. Übersetzt und bearbeitet von Dr. A. Werner und Dipl.-Ing. P. Friedmann. Verlag Julius Springer, Berlin 1926. 8°, VII + 374, S. 280, Textabbildungen. Geb.: M. 30.

Ricardos Werk ist kein Lehr- oder Handbuch, vielmehr eine außerordentlich reichhaltige und wertvolle Sammlung eigner Forschungsarbeiten und Erfahrungen auf dem Gebiet der schnellaufenden Verbrennungsmaschinen, schlüssige Folgerungen aus den Ergebnissen und ihre Anwendung auf die praktischen Ausgestaltung der Motoren und ihrer Teile.

Nach einer sehr eingehenden Behandlung verschiedener Brennstoffarten, Untersuchung der Wirkung ihrer Bestandteile auf den Verbrennungsvorgang in einer eigens gebauten Versuchsmaschine, folgt eine auf Versuchsergebnisse aufgebaute Theorie der Detonation, der sich Kapitel über die Wärmeverteilung anschließen. Hiermit sind die Grundlagen gegeben, nach denen der Verfasser den Einfluß der Gestalt des Verbrennungsraums abhandelt und die Richtigkeit seiner Vorschläge wieder durch Versuche belegt. Kürzere Kapitel über Schmierung, Vergasung und Zündung beschließen den theoretischen Teil. Unter den folgenden Abschnitten, die den Entwurf der Maschine und einzelne Bauteile behandeln, verdienen besonders die eingehenden Kapitel über Ventile und Steuerungen sowie über die Kolben hervorgehoben zu werden. Auch hier diente wieder eine besondere Maschine zur Anstellung der Versuche mit Kolben und Kolbenringen, die die Grundlagen für Ricardos Darstellung gab.

In den letzten drei Kapiteln wird die Verwendung schnellaufender Verbrennungsmaschinen in Straßenfahrzeugen, Flugmotoren und Tanks besprochen. Das hier am meisten interessierende Kapitel über Flugmotoren behandelt eingehend die vielen Für und Wider der Luft- und Wasserkühlung, der Zylinderanordnung und -ausbildung sowie die drei Arten der Leistungssteigerung in der Höhe durch Vorverdichtung, Überverdichtung und Nachladung.

Dem Wert des Werkes entsprechend sind die Bearbeitung und Übersetzung, sowie die Ausstattung. Dr. Bl.

Sport- und Verkehrsfliegerei. Von Ingenieur Fritz Wittekind. (Westermanns Sportbücherei, Band 81. Mit 110 Abbildungen. Kartoniert M. 4.

Mag ein wirklicher Flug-Sport bisher eine große Ausdehnung nicht gefunden haben, so ist seine Verbreitung heute nur noch eine Frage der Zeit, die gelöst sein wird, sobald der Bedarf die Herstellung größerer Flugzeugserien und damit zweckmäßigere Fabrikationsmethoden und Preisverbilligung ermöglicht. Der Betriebsstoffverbrauch ist im allgemeinen nicht größer als beim Motorrad, was schon daraus erhellt, daß ja beim Sportflug oft Kraftrad-Motoren zum Einbau gelangen.

Vorläufig aber steht das Verkehrsflugzeug noch im Brennpunkt des Interesses, und so hat ihm der Verfasser auch gebührenden Platz eingeräumt. Der konstruktive Aufbau des Flugzeuges, der Motor, die verschiedenen Typen deutscher und ausländischer Flugzeuge, Fallschirm, Bordinstrumente (wie Gyrorektor und Kompaß), Fliegerausbildung — das alles wird anschaulich und interessant an Hand vieler guter Abbildungen erörtert. Die Beigabe der amtlichen Bestimmung zur Prüfung von Luftfahrern, der Richtlinien für alle, die in der Luftfahrt Beschäftigung suchen, der Gebühren für Vordrucke und Bescheinigungen, der Beförderungsbedingungen und der Adressen von Flugzeugbaufirmen, Fliegerschulen usw. dürften für viele Leser von besonderem Interesse sein. Kp.

Das Leichtflugzeug als Sport- und Verkehrsmittel. Von Dipl.-Ing. W. van Nes. 1926. Union Deutsche Verlagsgesellschaft, Stuttgart-Berlin-Leipzig.

Dieses Buch soll einerseits dem Laien die Bestrebungen und Ziele im Leichtflugzeugbau vor Augen führen, anderseits dem Fachmann eine knappe, aber möglichst vollständige Übersicht über die in den letzten Jahren erfolgreichen Leichtflugzeuge geben.

Im ersten Teil ist kurz der Entwicklungsgang vom schweren Motorflugzeug über das Segelflugzeug zum Leichtflugzeug geschildert. Daran anschließend folgt eine Einführung in die wichtigsten aerodynamischen Grundbegriffe. In einem kurzen Kapitel sind die Anforderungen, die an den Leichtflugzeugmotor gestellt werden, und die Schwierigkeiten, sie zu erfüllen, geschildert. Mit einer kurzen Beschreibung über den statischen Aufbau und über die Konstruktion von Kleinflugzeugen schließt der erste, mehr theoretische Teil.

Im zweiten Teil werden an Hand zahlreicher Abbildungen die interessanten und erfolgreichen Flugzeuge beschrieben. Am Schluß des Buches findet sich noch eine Beschreibung der gebräuchlichsten Leichtmotoren.

Das Buch kann jedem, der Interesse an der Fliegerei hat, aufs wärmste empfohlen werden. Kp.

Die Entwicklung der Luftschiffahrt. Von M. Baunach. 1926. Verlagsanstalt Tyrolia A. G, Innsbruck-Wien-München.

Der Verfasser schildert in diesem Büchlein die Entwicklung der Luftfahrt vom Jahre 1306 bis zur Gegenwart. Der Inhalt ist in zwei Abschnitte eingeteilt: Erster Abschnitt: Leichter als die Luft: Ballone; Luftschiffe. Zweiter Abschnitt: Schwerer als die Luft: Gleitflieger; Schraubenflieger; Schwingenflieger; Drachenflieger; Fallschirm; der moderne Segelflug; Luftverkehr. Kp.

„Wie baue ich mir selbst?“ Band 217/18. Rumpfsegelflugzeug. Von Ing. E. Opitz. 1926. Verlag H. Beyer, Leipzig. Preis pro Heft RM. 0,80, Doppelheft Preis RM. 1,60.

Die Anleitung zum Bau des Flugzeuges ist verständig wiedergegeben. Dem Laien wird die Ausführung und der Zusammenbau recht geschickt vor Augen geführt. Kp.

Störungen am Flugmotor, ihre Ursachen, Auffindung und Beseitigung nebst Flugmotorenkunde. Von Dr. Fritz Huth. Mit 65 Abb., 156 Seiten und Tafeln sowie einer Störungstabelle. 2. Aufl. 1926. Verlag Richard Carl Schmidt & Co., Berlin W 62. Preis in Ganzl. geb. RM. 4.—.



In der neuen Auflage ist u. a. die Störungstabelle erweitert sowie auf die Besonderheiten der s. Zt. gebräuchlichsten deutschen Flugmotoren eingegangen. Obwohl die Umlaufmotoren jetzt fast gar nicht mehr verwandt werden, ist der auf sie bezügliche Abschnitt beibehalten worden, da er dem einen oder anderen Leser noch willkommen sein dürfte. Wie die erste Auflage des Büchleins Zeuge des Aufstiegs der deutschen Kriegsfliegerei war, so möge dieser neuen Auflage beschieden sein, an seinem kleinen Teil mithelfen zu dürfen, am Aufstieg der deutschen Friedensfliegerei. Kp.

Aerostatics von Edward P. Warner. Verlag: The Ronald Press Company, Publishers, 15 East, 26 th Street, New York, City, N. Y. Erscheinungsjahr: 1926. Oktav, IX u. 112 S. 17 Textabbildungen. Gebunden: Doll. 3,25.

Dieser ebenfalls zur Ronald Aeronautic Library gehörende Band bringt die Theorie des Freiballons, die in gleicher Weise anwendbar ist auf den vom Kabel gelösten Fesselballon und das Luftschiff mit stillstehendem Antrieb.

Das Werk soll nicht nur dem Führer die während der Fahrt brauchbaren abgekürzten Formeln, sondern auch dem Fachmann, der sich eingehender in die Theorie vertiefen will, die nötigen exakten Unterlagen geben. Der Verfasser geht aus von den Eigenschaften der Atmosphäre, aus denen die bekannten Formeln für Höhe etc. abgeleitet werden. Es folgen sodann die Beziehungen der verschiedenen Hubgase zur verdrängten Luft, worauf die Fälle des prallen und des unprallen Ballons wie einige im Luftschiff auftretende Sonderfälle behandelt werden. Das letzte Kapitel betrifft die Größe der Steig- und Sinkgeschwindigkeit. Aus den theoretisch ermittelten Formeln werden die zweckmäßigen Maßnahmen zur Einleitung oder Bekämpfung einer Vertikalbewegung hergeleitet.

Das Werk zeichnet sich durch große Klarheit in der Darstellung aus. Es ist besonders zu begrüßen, daß stets, wenn abgekürzte Formeln gebracht werden, eine Gegenüberstellung exakt errechneter Werte folgt, aus denen sich die Fehlergröße bei Verwendung der abgekürzten Formel ersehen läßt. So sind beispielsweise bei der Beziehung zwischen Luftdichte und Höhe einander die exakten Werte und die Werte der abgekürzten Formeln von Everling, Jordan, Mises, dem Verfasser und von Grimault gegenübergestellt und die prozentuale Fehlergröße ermittelt.

Das Werk ist recht empfehlenswert. WBl.

Free and Captive Balloons. Teil I: Freiballone von Ralph H. Upson. Teil II: Fesselballone von Charles de Forest Chandler. Teil III: Stoffe für Gashüllen, Charles de Forest Chandler. Verlag: The Ronald Press Company, Publishers, 15 East 26th Street, New York, City, N. Y. Erscheinungsjahr: 1926. Oktav, XIII u. 331 S., mit 12 ganzseitigen Lichtbildern und 72 Abbildungen im Text. Gebunden: Doll. 5.

Das Werk bildet einen weiteren Band der Ronald Aeronautic Library, herausgegeben von Chandler.

Der erste Teil ist dem Freiballon gewidmet, das Gebotene nicht sehr erschöpfend und daher nicht voll befriedigend. Die Darstellungen über Ballonwettfahrten nehmen im Verhältnis zum übrigen einen zu großen Raum ein. Daran ändert auch nichts, daß sich die Fahrtberichte des Verfassers über das Gordon Bennett von 1913 und die amerikanische nationale Wettfahrt von 1922 recht gut lesen.

Um so reichhaltiger und gründlicher sind der 2. und 3. Teil. Dem Berichterstatter ist kein Werk bekannt, das den modernen Fesselballon ähnlich eingehend behandelt. Deutsche, französische, italienische und naturgemäß vor allem amerikanische Ballontypen werden gebracht, ihre Vorzüge und Nachteile kritisch beleuchtet. In besonderen Kapiteln sind wesentliche Teile, z. B. Ventile, Fesselballontauwerk, Haltekabel und Winden beschrieben.

Der 3. Teil handelt von den Ballonstoffen, u. zw. nur von den gummierten. Die mit tierischen Därmen verarbeiteten Stoffe, die im wesentlichen nur in Starrluftschiffen verwendet werden, sollen im Band über diese Schiffe zu ihrem Recht kommen. Alle Eigenschaften der Stoffe werden betrachtet, soweit sie den Frei- oder Fesselballonmann interessieren. Ein besonderes Kapitel behandelt die Lösungen zur Imprägnierung der Gashüllen für die verschiedensten Zwecke.

Trotz des Urteils, das im vorstehenden über den ersten Teil gefällt wurde, wird das Werk vielen willkommen sein. WBl.

Technische Mechanik starrer Gebilde. Von Dr. Dr.-Ing. Hans Lorenz, o. Professor an der Technischen Hochschule Danzig, Geh. Regierungsrat. Zweite, vollständig neubearbeitete Auflage. Erster Band von **„Lehrbuch der Technischen Physik"**.

2. Teil: »Mechanik räumlicher Gebilde«. 1926. Berlin. Verlag von Julius Springer. 8⁰. VIII und 294 S. mit 144 Textabb. Preis geb. RM. 21.—.

Nach zweijähriger Frist ist dem ersten Teilband, der von der »Mechanik ebener Gebilde« handelte[1]), der zweite, dem mathematisch vorgebildeten Leser für sich zugängliche, über die Raummechanik starrer Gebilde gefolgt. Im Vorwort setzt der Verfasser sich zunächst mit der Aufnahme seiner Verdeutschungen und Wortabkürzungen auseinander, denen in den Besprechungen »nichts Bemerkenswertes gegenübergestellt« worden sei[1]). So finden wir auch hier wieder beispielsweise »Erdanlauf« als Kurzwort für »Erdbeschleunigung«, während die »gleichförmig beschleunigte Bewegung« noch diese Bezeichnung führt und nicht folgerichtig in »gleichförmig anläufige« oder »angelaufene Bewegung« gekürzt ist. — Der Meister kann die Form zerbrechen, er kann neue Worte prägen und einbürgern; er müßte dann aber auch ganze Arbeit leisten bei diesem verdienstlichen Tun!

Der Inhalt des Buches entspricht dem des ersten Bandes auch in der Einleitung: Kinematik, Statik, Dynamik. Bei der Übertragung auf das Räumliche sind Wiederholungen möglichst vermieden; den Vektoren wurde vom ersten Abschnitt an, »freie Bewegung eines Punktes im Raum«, eine größere Rolle zugewiesen als in der ebenen Mechanik.

Aus dem Abschnitt über Statik sei in dem Teil »Reibungsgleichgewicht« die Mechanik der Schüttgüter erwähnt, aus den Grundlagen der Mechanik der Massenausgleich und der Drehmomentausgleich mehrkurbliger Maschinen. Den Luftfahrtechniker werden vor allem die kurz zusammengefaßten Betrachtungen des § 33 über »Bewegung und Stabilität von Freifahrzeugen«, insbesondere Flugzeugen, interessieren, ferner die Abschnitte VIII bis X über den Kreisel und seine praktischen Anwendungen.

Den Schluß bildet, abgesehen von recht ausführlichen Namen- und Sachverzeichnissen, ein Abriß der statistischen Mechanik, die es gestattet, auch die Wärmeleitung und Reibung in Gasen als Aufgabe der Mechanik starrer Körper zu behandeln, und eine kurze Ähnlichkeitsmechanik, die indes die Ähnlichkeitsgesetze nicht so scharf herausarbeitet wie z. B. etwa der Beitrag von M. Weber zur Neuauflage der »Hütte«[2]). So ist es nicht ersichtlich, warum in dem Beispiel auf S. 287 für den Flugzeugmodellversuch zunächst die Aufgabe gestellt wird, das Gewicht im Verhältnis der Räume zu verkleinern, während die ähnliche Übertragung der Reibungsverhältnisse nach dem Reynoldsschen Gesetz nicht betrachtet wird.

Doch sind das Einzelheiten. Von dem Werk im ganzen gilt, was über den Lehrwert des ersten Teils[1]) gesagt wurde. Everling.

---

[1]) Siehe ZFM **16**, Nr. 3 vom 14. Februar 1926, S. 90, vor allem die dortigen Vorschläge und Kritiken zu den neuen Bezeichnungen.

[2]) Siehe Besprechung ZFM **17**, Nr. 7 vom 14. April 1926, S. 151.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [18] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Caspar-Kurier-See-DD, Muster C 29, von dem Caspar-Werk A.-G., Travemünde, gebaut, zum Deutschen Seeflugwettbewerb gemeldet.

Rumpf trapezförmig, größte Breite auf Oberseite, die vorne und hinten stark heruntergezogen ist, so daß von der Seite gesehen ein flügelschnittähnliches Bild entsteht; hinten Spitze. Führersitz vorne hinter Hinterkante des Oberdecks, anschließend Gastsitz, der entweder offen oder geschlossen geflogen werden kann. Der Rumpfmittelteil besteht aus Stahlrohren, an die der obere und untere Spannturm angeschweißt sind; anschließendes Hinterende in Holzbau aus offenen Rahmenspanten und Sperrholzbeplankung. Drehfestigkeit durch Einbau je eines Schottes hinter dem Gastraum und vor dem Leitwerk gesichert. Der Führersitz ist ein selbständiges Fachwerk, das um einen vorderen Drehpunkt schwingen kann. Durch Druck auf einen Hebel ist die Sitzhöhe während des Fluges um rd. 0,15 m veränderlich. Es kann also beim Ab- und Anwassern eine höhere Lage angenommen werden als beim Flug.

Triebwerk im Vorderteil an Stahlrohrträger; besonders sorgfältige Blechbekleidung, auch der Schraubennabe. Betriebsstoff in den Unterflügeln, Versorgung durch A.M.-Pumpen, Lamblin-Ölkühler, Lamblin-Flügelflächen-Wasserkühler unter den Unterflügeln.

Tragdecks durchlaufend, zweiteilig, stark gestaffelt. Die Flügel sind am oberen und unteren Spannturm angeschlossen und an den Enden durch N-Stielpaar aus Profilrohr miteinander verbunden; vordere N-Strebe verstellbar. Holzbau aus Spruce- und Birkensperrholz-Gerippe mit Stoffbespannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: im Fluge einstellbare Höhenflosse, am Boden einstellbare Kielflosse, ausgeglichene Ruder. Die Seitensteuerseile können durch Drehen einer gemeinsamen Querwelle wechselseitig verkürzt werden, so daß die durch Fußhebel erzielbare Ruderlage von 30° auf 60° vergrößert wird. Diese Einrichtung ermöglicht ein kurzes Drehen des Flugzeuges aus dem Stand und erhöht seine Manövrierfähigkeit in Hafengewässern. Die Einrichtung schließt eine Verwendung im Fluge aus, da dann der Bedienungshebel unzugänglich ist. Das Ruder ist auch noch durch eine Klemmvorrichtung feststellbar, um einerseits ein Stilliegen des Flugzeuges im Wind, andererseits bei Einstellung eines bestimmten Ruderwinkels, Rückwärtstreiben durch Segel zu ermöglichen.

Schwimmgestell aus je einer vorderen V-Strebe und einer hinteren Stützstrebe. Diese Streben laufen vom Rumpfmittelteil nach den beiden durchlaufenden Schwimmerachsen. Diese sind in je 3 Punkten, nämlich 2 seitlichen Stehlagern und einem mittleren Drehverschluß am Schwimmer befestigt. Schwimmer ohne Stufe, mit nach rückwärts stark zunehmender schraubenförmiger Kielung. Die einzelnen wasserdichten Abteilungen sind durch Deckel zugänglich.

Spannweite	13,00	m
Länge	9,98	m
Höhe	4,10	m
Flügelfläche	47	m²
Motor: Hispano-Suiza	400	PS
Fluggewicht	1,8	t
Flächenbelastung	38,4	kg/m²
Leistungsbelastung	4,5	kg/PS
Flächenleistung	8,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h
Landegeschwindigkeit	70	km/h
steigt auf 1 km in	4	min
» » 2 » »	8	min
» » 3 » »	14	min
Gipfelhöhe	6	km
Schnellflugzahl	16,8	
Weitflugzahl	3,3	
Hochflugzahl	6,3	
Flugweite	700	km

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61801.

Flugzeuge. Dornier-HD-Flugboot, Muster Do. E., s. Abb., als Vermessungsflugzeug für die Tropen von den Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. gebaut.

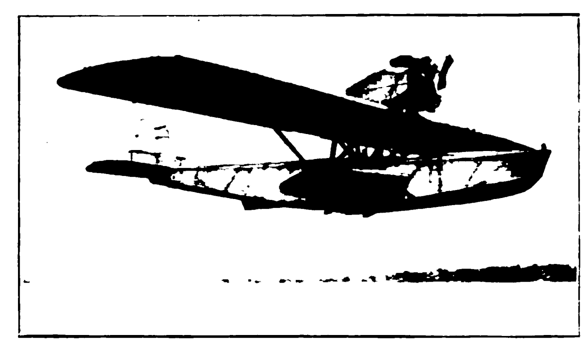


Abb. zu 61802. Dornier-HD-Flugboot Do. E.

Rumpf als Boot, 2 Stufen, flach-V-förmige Spanten im Vorschiff, scharf geknickte Kimm, hinten spitz zulaufend. Offener Führerraum mit 2 nebeneinanderliegenden Sitzen unter Tragdeckvorderkante; hinter Tragdeckhinterkante Beobachtersitz, in den Lichtbildeinrichtung eingebaut werden kann. Führer- und Beobachterraum sind durch Tür verbunden. Seitlich vom Rumpf aerodynamisch tragende Stützstummel an Stelle von Seitenschwimmern. Leichtmetallbau mit tragender Haut.

Triebwerk in besonderer Gondel auf Oberdeckmitte. Bei Verwendung eines wassergekühlten Motors Stirnkühler. Ölkühler auf Oberseite der Gondel. Zugschraube, Fallbenzintank, der vom im Boot liegenden Haupttank durch Windflügelpumpe oder auch durch eine Handpumpe gespeist werden kann.

Tragdeck: halbfreitragend, trapezförmig, in der Mitte gleichbleibender Flügelschnitt, nach den Enden in Dicke abnehmend. Mittelteil als Baldachin, durch N- und V-Streben mit Rumpfoberkanten verbunden; je 2 schräge Stiele laufen von den Flügelmitten zu den Stummelansätzen. 2 Stahlblech-Längsholme, Duralumin-Rippen, Stoff- oder Duraluminbekleidung. Ausgeglichene Querruder.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, durch Hilfsflossen entlastetes Höhenruder, Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Spannweite	17,1	m
Länge	12,45	m
Höhe	3,80	m
Flügeltiefe	3,0	m
Flügelfläche	51,3	m
Motor: Gnôme-Jupiter	420	PS
Leergewicht	1,70	t
Zuladung	0,70	t
also Fluggewicht	2,40	t

Flächenbelastung	46,7	kg/m²
Leistungsbelastung	5,7	kg/PS
Flächenleistung	8,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	170	km/h
steigt auf 2 km in	8	min
» » 3 km »	14	min
Gipfelhöhe	4,5	km
Schnellflugzahl	10,7	
Weitflugzahl	3,6	
Hochflugzahl	5,0	

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61802.

Flugzeuge. Dornier-Merkur-Verkehrs-HD, mit dem unter Führung von Mittelholzer und Zinsmair in Dübendorf am 24. und 29. Juni 1926 sieben neue Weltrekorde aufgestellt wurden.

Allgemeiner Aufbau wie beim Komet III (vgl. 50507), jedoch stärkerer Motor.

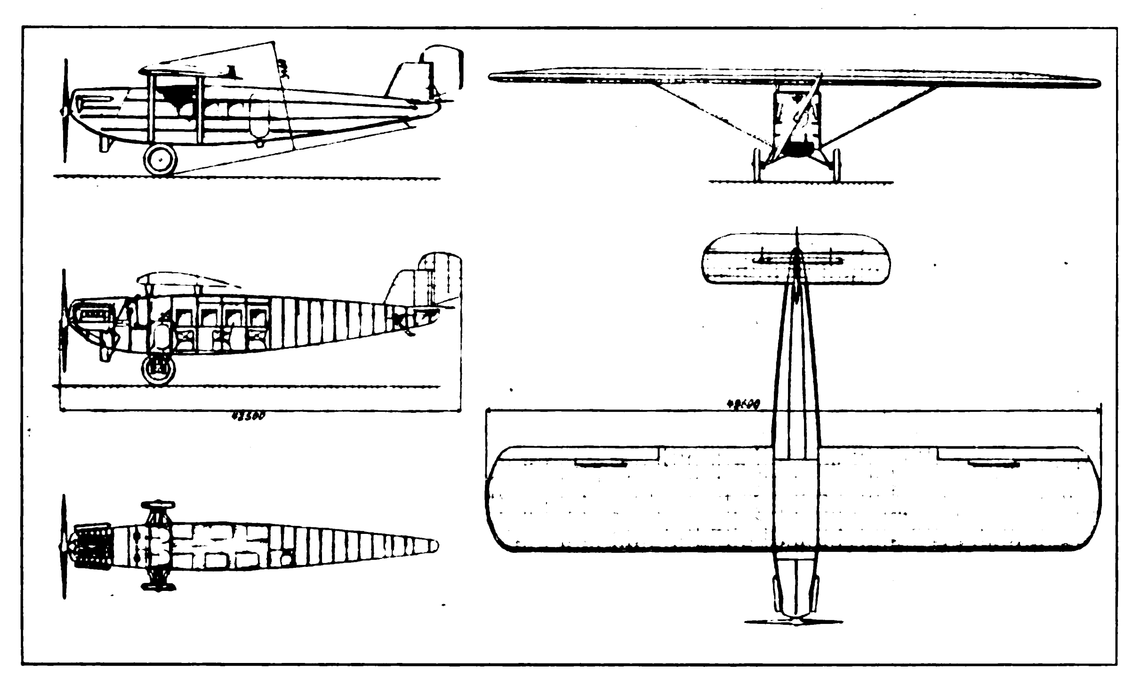


Abb. zu 61803. Dornier-Merkur-Verkehrs-HD.

Spannweite	19,60	m
Länge	12,43	m
Höhe	3,46	m
Flügeltiefe	3,26	m
Flügelfläche	62	m²
Motor: BMW VI	450	PS
Leergewicht	2,10	t
Zuladung	1,70	t
also Fluggewicht	3,80	t
Flächenbelastung	61,3	kg/m²
Leistungsbelastung	8,4	kg/PS
Flächenleistung	7,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	200	km/h
steigt von 1 km auf 2 km in	6	min
» » 2 » » 3 » »	8	min
» » 3 » » 4 » »	11	min
Gipfelhöhe	6 bis 7	km
Schnellflugzahl	19,7	
Weitflugzahl	6,2	
Hochflugzahl (für 6 km)	11,1	

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 61803.

Flugzeuge. Fünfmotoriges Penhoët-HD-Flugboot der Chantiers de Penhoët, Saint-Nazaire. Versuchsflüge sind durch einen kleinen Unfall unterbrochen worden.

Rumpf als Boot ausgebildet, Sperrholzbau.

Triebwerk: die Motoren sind einzeln auf der Vorderkante des Tragdecks angeordnet, Zugschrauben.

Tragdeck freitragend, Holzbau mit Stoffbespannung.

Spannweite	40,0	m
Länge	27,0	m
Höhe	7,75	m
Flügelfläche	270	m²
Motor: Gnôme-Rhône-Jupiter	5 × 420	PS
Fluggewicht	16,0	t
Flächenbelastung	59	kg/m²
Leistungsbelastung	7,6	kg/PS
Flächenleistung	7,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit (geschätzt)	160	km/h
Schnellflugzahl	9,6	—
Weitflugzahl	4,5	—

— The Five-engined Penhoet Seaplane; The Aeroplane **31**, Nr. 5 vom 4. August 1926, S. 160 (1/4 Sp.). *H.* 61804.

Flugzeuge. Schreck-F. B. A.-Wasser-Land-DD, Muster 17 HMT 2, s. Abb. Holzbau mit Stoffbespannung. Das Fahrgestell ist im Fluge hochziehbar und kann nach einer Wasserlandung heruntergelassen werden, um so dem Flugzeug die Möglichkeit zu geben, allein an Land zu kommen.

Spannweite	12,87	m
Länge	8,94	m
Höhe	3,55	m
Flügelfläche oben	19,50	m²
» unten	17,00	m²
Gesamtflügelfläche	36,50	m²
davon Querruder	3,74	m²
Höhenflosse	2,8	m²
Höhenruder	2,5	m²
Kielflosse	0,38	m²
Seitenruder	1,19	m²
Motor: Hispano-Suiza	180	PS
Tragwerkleergewicht	0,652	t
Triebwerkleergewicht	0,328	t
also Leergewicht	0,980	t
Zuladung	0,300	t
daher Fluggewicht	1,28	t
Flächenbelastung	35	kg/m²
Leistungsbelastung	7,1	kg/PS
Flächenleistung	4,9	PS/m²

Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe	162	km/h
Höchstgeschwindigkeit in 2 km	154	km/h
» » 4 km	141	km/h
steigt auf 1 km in	5,2	min
» » 2 km »	11,2	min
» » 3 km »	19,2	min
» » 4 km »	32,0	min
Gipfelhöhe	5	km
Schnellflugzahl	15,4	—
Weitflugzahl	4,3	—
Hochflugzahl	5,7	—

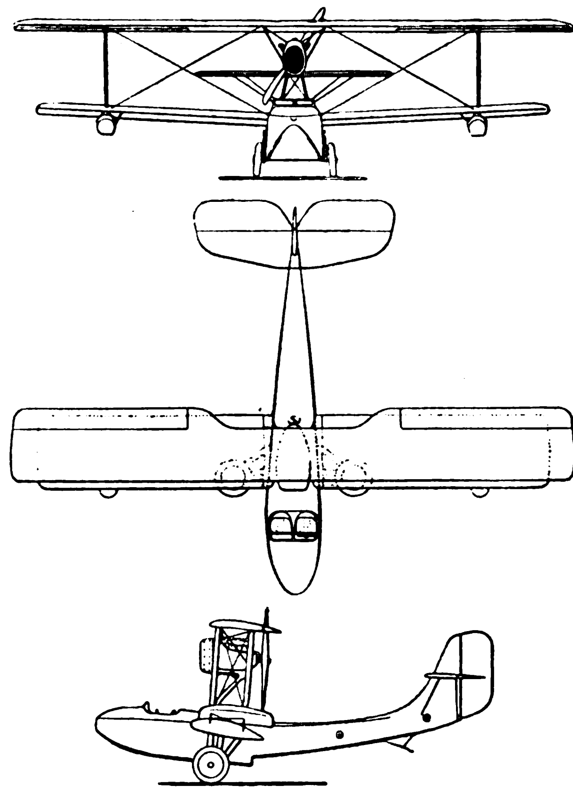


Abb. zu 61805. Schreck-F. B. A.-Wasser-Land-DD, Muster 17 HMT 2.

— Schreck F. B. A. Type 17 HMT 2; L'Aéronautique 8, Nr. 86 vom Juli 1926, Typentafel 6 (2 Sp., 3 Skizzen, 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61805.

Motorenbau. Temperaturmessungen an Flugmotor-Leichtmetallkolben waren mit Thermoelementen bei laufendem Motor wegen der zusätzlichen Massenkräfte unmöglich. Als zufriedenstellend erwies sich jedoch schnelles Einbringen des Thermoelementes in die Meßöffnung am oberen Kolbenende, nachdem der Motor durch eine Bremse plötzlich zum Stillstand gebracht worden war. Das Thermoelement konnte 3 s nach Stillstand des Motors durch die Zündkerzenöffnung an die Meßstelle gebracht, und das erste Meßergebnis nach 10 s erhalten werden.

Versuchsergebnisse: Kolbendurchmesser 100 mm, Betriebstemperatur 200 bis 250°.

1. Volleistung: Die Größe des Kolbenspiels beeinflußt den Temperaturunterschied zwischen Zylinderwand und Kolben wesentlich.

2. Nur geringer Temperaturunterschied, etwa 25°, zwischen Kolben üblicher Zusammensetzung und solchem mit 3 vH Ni-Zusatz. 8 vH Mn- und 1 vH Cu-Zusatz ergab die ungünstigsten Werte.

3. Unter gleichen Betriebsbedingungen betrug die Temperatur eines Gußeisenkolbens 440°; die Leistung war 6 vH geringer (bei Verdichtungsverhältnis 4,7). Die höhere Temperatur des Kolbens vermehrte die Zündfähigkeit des Gemisches namentlich bei geringeren Belastungen. Bei einem Verdichtungsverhältnis 4,26 betrug die Mehrleistung mit Leichtmetallkolben nur 2 vH.

4. Kolbentemperatur ist abhängig von der Ausführung des Kolbens; sie nimmt mit dessen zunehmender Größe ab.

5. Kolbentemperatur nimmt mit abnehmender Vorzündung zu.

6. Kolben, deren Wandstärke unten gering, oben groß ist, haben günstige Wärmeverhältnisse; der Temperaturunterschied gegenüber der Zylinderwand ist wesentlich geringer.

7. Bei luftgekühlten Motoren liegt der Punkt höchster Erwärmung nicht in der Mitte des Kolbenbodens, sondern verschiebt sich, bezogen auf die Flugrichtung, nach hinten; wichtig ist die Anordnung der Zündkerzen.

8. Bei schnellaufenden Motoren wird durch den Kolben 3,5 vH der gesamten im Zylinder umgesetzten Wärmemenge an die Zylinderwand und das Kühlwasser abgeleitet. Die Strahlungsverluste sind ähnlich wie bei langsamlaufenden Gasmaschinen.

9. Kolben mit Erleichterungsöffnungen im unteren Teil der Laufbahn sind wegen ungünstiger Wärmeverhältnisse nicht empfehlenswert.

10. Die Höchsttemperatur tritt bei Vollast und dünnstem Gemisch auf; die abkühlende Wirkung eines übersättigten Gemisches ist deutlich erkennbar.

11. Innerhalb der Versuchsgrenzen nahm die Temperatur mit zunehmender Verdichtung etwas ab.

12. Ein verbrannter Kolben ist die Folge eines Schmierfehlers, ohne den örtliche Überhitzung nicht auftreten kann. Verbrennen tritt auch immer am Kolbenrand auf. — La température dans les pistons des monteurs à explosion; La Technique Moderne 18, Nr. 8, vom 15. April 1926, S. 254 bis 255 (1 Sp.). *W., H.* 61806.

Motoren. Luftgekühlter Fairchild-Caminez-Motor ohne Kurbelwelle, Muster 447-B, s. Abb., von der Fairchild-Caminez Engine Corp., New York. Um die Schraubenwelle sind X-förmig vier Zylinder angeordnet, deren Kolben am Unterende je eine rollengelagerte Treibscheibe tragen. Auf der ungekröpften Schraubenwelle sitzt ein lemniskatenförmiger Nocken, auf den die Kolben mit den Scheiben unmittelbar einwirken. Abheben der Kolben vom Antriebsnocken wird durch je eine Lenkstange zwischen benachbarten Kolben vermieden. Da jeder Kolben bei einer ganzen Schraubenumdrehung einen Arbeitshub hat, beim gewöhnlichen Viertaktmotor nur bei jeder zweiten Umdrehung, ist der Wirkungsgrad erheblich verbessert. Weil je zwei gegenüberliegende Kolben im genau entgegengesetzten Sinne arbeiten, ist ein besonderer Massenausgleich nicht erforderlich, ein Vorteil, den kein anderer Viertaktmotor aufweist.

Die Schraubenwelle ist hohl und dreimal gelagert: am Hinterende in einem Rollen-Traglager, vorne in einem Radial-Kugel-Drucklager, das alle Schub- und einen Teil der Seitenkräfte aufnimmt. Das mittlere Lager ist ein gewöhnliches Gleitlager, das wenig belastet ist und hauptsächlich dazu dient, Schmieröl an die Welle und von da an die anderen umlaufenden Teile zu leiten.

Aluminium-Gehäuse zweiteilig, Trennfuge in Zylindermitte; beide Hälften sind durch 8 Bolzen miteinander verbunden. Der hintere Teil ist nochmals geteilt, so daß die auf der Hinterseite angebrachten Hilfsapparate vollkommen abgetrennt sind.

Zylinder aus gehärteten Stahlmänteln mit Kühlrippen und warm aufgeschraubten Leichtmetall-Kopfstücken, in die Bronzesitze und Laufflächen für die Ventile eingeschrumpft sind.

Das tulpenförmige Auslaßventil hat 57 mm Durchmesser, das Einlaßventil 64 mm Durchmesser, beide einen Hub von 14,2 mm. Aus Stahlblech gepreßte Schwinghebelträger sind auf den Köpfen aufgeschraubt und gegen das Gehäuse durch Stangen abgestützt. Ventilantrieb

durch Stoßstangen und durch je einen Nocken für alle Ein- und alle Auslaßventile.

Kolben aus Leichtmetall mit vier Kolbenringen. Die Unterseite ist zur Lagerung der Treibscheiben und der Lenkerstangen besonders ausgebildet. Die Lagerdrücke sind gering, da Beschleunigungskräfte wegen der besonderen Form des Antriebsnockens nicht auftreten können.

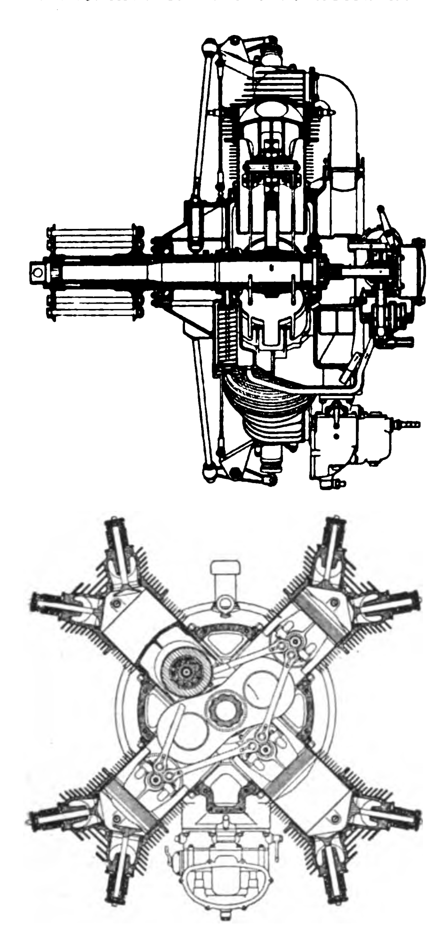


Abb. zu 61807. Fairchild-Caminez-Motor.

Vergaser, Magneten und Pumpen liegen auf der Rückseite und werden durch Kegelradgetriebe angetrieben. Die besondere Bauart dieses Getriebes erlaubt eine einfache Zündverstellung.

Schmierung durch je eine Druck- und Saugpumpe mit Ölfilter, der zwischen Behälter und Motor eingeschaltet ist.

Bohrung	143	mm
Hub	114	mm
Zylinderzahl	4	
Hubraum	2,9	l
Leistung	150	PS
Verdichtungsverhältnis	5,2	
Magnete	2	
Vergaser: Stromberg NA-U-5	1	
Gewicht mit Schraubennabe und Hilfapparaten, ohne Anlasser	164*	kg
Einheitsgewicht	1,09	kg/PS

— The Fairchild-Caminez Engine; Aviation **20**, Nr. 21 vom 24. Mai 1926, S. 788 bis 791 (8 Sp., 3 Lichtb., 5 Skizzen); The Aeroplane **30**, Nr. 23 vom 9. Juni 1926, S. 574 (2 Sp., 2 Skizzen). *H.* 61807.

Strömung. Zimbaljuk-Rotordrachen mit Auftriebserzeugung durch Flettnerwalzen, die durch halbzylindrische Schaufeln an der Walzenoberfläche (vgl. Savonius-Flügelwindwalze 60135. D. Ber.) selbstdrehend ausgebildet sind. Sie drehen sich zwischen Rahmen, die zwecks Ausnutzung der Endscheibenwirkung — Randwiderstandsverminderung, Annäherung an die ebene Strömung — als Wände ausgeführt sind. Falls Beschaufelung der Walzen die Magnuswirkung beeinflussen sollte, wird besonderer Windmühlenantrieb der Walzen vorgesehen. Auch Antrieb zweier Flettnerwalzen durch zwischen ihnen liegende Savonius-Flügelwindwalze soll erprobt werden.

— *W. Ferrein*, Der Rotordrachen; Samolet (das Flugzeug) **4**, Nr. 1 (27), vom Jan. 1926, S. 29 bis 30 (2 Sp., 3 Risse des Gerätes). *Sy.*, *H.* 61808.

Unterricht. Die Akademie der Luftflotte (A. W. F.) Moskau, Leningrader Chaussee Petrowsky Dworetz (Schloß) verließen im Frühjahr 1925 34 Flugingenieure (ing. aer.).

Die fachwissenschaftliche Einteilung war folgende:

1. Flugzeugbau	13
2. Flugmotorenbau	11
3. Flugzeugbaubetriebswissenschaft (Organisation der Flugzeugbauwerke)	1
4. Flugverkehr	6
5. Luftschiffbau	2
6. Aerodynamik (W. S. Pischnof)	1

Der sozialen Schichtung nach gehörten:

Arbeiter	1
Bauern	9
(ehemalige[1]) Landedelleute	1
» Stadtbürger	23

10 waren frühere Offiziere der kaiserlichen Armee.

Der politischen Einstellung nach waren:

Kommunisten	4
Parteilos	30

Der Stundenplan ist folgender (volle Stundenanzahl):

1. Mathematisch-technische Wissenschaften	444 h
2. Luftflottentaktik und Strategie	694 h

außerdem für die Landluftflotten-Abteilung:

3. Taktik und Strategie des Landkrieges	411 h
4. Taktik und Strategie des Krieges zur See	48 h

für die Meerluftflotten-Abteilung:

5. Taktik und Strategie des Krieges zur See	392 h
6. Taktik und Strategie des Landkrieges	48 h

— Neue Kräfte; Technika i snabschenie Krasnoi Armii (Technik und Versorgung der Roten Armee, z. Z. »Krieg und Technik«) **5**, Nr. 182 (Luftflottenheft, Nr. 20), S. 1 bis 2 (4 Sp.); auch *G. I. Silin*, Über die militärische Fakultät der A.W.F., ebenda, S. 3 bis 7 (10 Sp.). *Sy.*, *H.*, 61809.

Wettbewerbe. Das Schneiderpokal-Rennen 1925 in Baltimore wurde von den Amerikanern durch Lt. Doolittle auf einem Curtiss Navy Racer-DD gegen englische und ein italienisches Wasserflugzeug gewonnen. Dieses Rennen ist von zwei Gesichtspunkten aus zu bewerten: einmal vom sportlichen und dann vom technisch-wissenschaftlichen Standpunkt aus. Der Vergleich mit den früheren Schneiderpokal-Rennen zeigt, daß die Höchstgeschwindigkeit, die 1913 73 km/h betrug, 1925 auf 376 km/h, also um das 5 fache gestiegen ist. Von 1913 bis 1914 hatte sie sich verdoppelt, ebenso im Zeitabschnitt von 1921 bis 1925; 1914-1919 folgte die Entwicklung des Flugzeugbaues nur militärischen Gesichtspunkten; die obigen Zahlen zeigen aber, daß der aus Rennen entspringende Wettstreit und Kampfgeist den gleichen Fortschrittsgrad erhalten kann. Es ist deswegen wichtig, derartige Rennen abzuhalten, und bei den außerordentlichen Kosten müssen sie von den Regierungen beschickt werden, da die Industrie nicht in der Lage ist, die Kosten zum Bau von Rennflugzeugen und für die ganze Rennorganisation zu tragen. In Amerika sind die Regierungsstellen, Heer oder Marine, die Auftraggeber für die Flugzeuge gewesen; in England erhielten die Baufirmen, die internationale Rennen beschickten, Regie-

[1]) Jetzt gibt es in Rußland keine Stände usw.

rungsunterstützungen; die siegreichen Flugzeuge wurden angekauft, wenn es sich um englische handelte.

Da das beste englische Flugzeug, der Supermarine S. 4-ED, bei den Versuchsflügen abstürzte, von den anderen aber nur der Gloster III-DD startbereit, jedoch von seinem Führer erst wenig geflogen war, waren die Aussichten der Engländer gegenüber den vorzüglich eingeschulten Amerikanern schlecht. Von vorneherein zeigte sich, daß Doolittle bedeutend schneller war als der Gloster III-DD. Die beiden anderen Amerikaner, ebenfalls Curtiss-Navy-Racer-DD, schieden wegen Ölrohrbruch und Magnetstörung aus. Das italienische Macchi-Flugboot lag an letzter Stelle.

Zahlentafel 1 zu 61810. Schneiderpokal-Rennen 1925.

Flugzeug	Führer	Land	Preis
Curtiss-Racer. . .	Doolittle	U.S. (Armee)	1.
Gloster III. . . .	H. Broad	England	2.
Macchi-Renn-TD .	de Briganti	Italien	3.
Curtiss-Racer. . .	Cuddihy	U.S. (Marine)	—
Curtiss-Racer. . .	Offstie	U.S. (Marine)	—
Supermarine S. 4 .	Biard	England	nicht gest.

Das Rennen zeigte fliegerisch den Unterschied, daß Doolittle ganz niedrig flog und die Wendemarken ganz dicht und scharf rundete, während die beiden amerikanischen Marineflieger in großen Bogen rundeten (auf Grund von Versuchen, die die U. S.-Marine angestellt hatte und die ergeben hatten, daß die Durchschnittsgeschwindigkeit hierbei höher war). Es zeigte sich, daß das dichte Runden vorteilhaft ist, falls der Führer und das Flugzeug die auftretenden Beschleunigungen, etwa 4 *g*, aushalten kann. Doolittle hatte in dieser Hinsicht Erfahrung, da er Versuchsflüge für Beschleunigungsmessungen ausgeführt hatte. Zwischen dem am nächsten Tag von ihm aufgestellten Weltrekord von 397 km/h auf gerader Strecke und seiner besten auf der Dreiecksbahn von 50 km Gesamtlänge erreichten Rundengeschwindigkeit von 388 km/h besteht nur ein Unterschied von 9 km/h.

Als Gründe der amerikanischen Überlegenheit müssen gelten:

1. der sorgfältigere Bau der Flugzeuge, Vermeidung jeglichen schädlichen Widerstandes (ausgenommen der S.4-ED),
2. Flügelflächenkühler,
3. wirksamere Luftschrauben des letzten Reed-Musters,
4. besser geschulte Flugzeugführer und bessere Leitung.

Lediglich die Schwimmer der englischen Flugzeuge waren den amerikanischen überlegen. Sowohl der S. 4-ED, wie der Gloster III-DD hatten einen saubereren und schnelleren Start als eines der amerikanischen Flugzeuge.

Der Rumpfwiderstand hat allem Anschein nach den größten Einfluß. Nach Auswahl eines guten, schnellen Flügelschnittes, bei dem die Gleitzahl klein ist, spielt eine Verbesserung der Flügelform eine untergeordnete Rolle; ebenfalls folgt aus alleiniger Vergrößerung der Landegeschwindigkeit kein nennenswerter Gewinn an Geschwindigkeit im Geradeausflug.

Nach Untersuchungen von Glauert und McKinnon Wood am Curtiss-Renn-DD von 1923 (Landflugzeug) beträgt der Rumpfwiderstand bei einer Geschwindigkeit von 30,5 m/s 12,2 bis 15 kg auf 1 m² Stirnfläche. Könnte dieser Widerstand auf 7,4 kg/m² verringert werden, so würde dieses einen Gewinn von 8 vH bedeuten. Der Widerstand eines gut stromlinigen Körpers ist etwa 5,9 kg/m², ein Wert, der wegen der Sitzöffnungen und wegen kleinerer Hindernisse nicht erreicht werden kann. Modellversuche in N. P. L. (National Physical Laboratory) haben ergeben, daß die Sitzöffnungen und Windschirme diesen Widerstand auf 8,3 kg/m² vergrößern. Dieser Wert könnte also durch sorgfältige Formung des Rumpfes und durch Verkleinerung der Stirnfläche erreicht werden. Bei den Flugzeugen des Schneiderpokal-Rennens spielt der Luftwiderstand der Schwimmer eine große Rolle, er sollte ebenso niedrig wie der eines Stromlinienkörpers sein. Die Curtiss-Gesellschaft behauptet, daß die Flügelkühler, die an Stelle der Wabenkühler eingebaut waren, die Geschwindigkeit um 32 km/h verbessert haben. Der Lamblin-Strebenkühler liegt hinsichtlich des Stirnwiderstandes zwischen diesen beiden Kühlerarten; es ist deswegen möglich, daß sein Ersatz durch Flügelflächenkühler die Geschwindigkeit beim Gloster III-DD um etwa 15 km/h verbessern würde. Wegen der knappen zur Verfügung stehenden Zeitspanne war es nicht möglich, am S. 4² ED oder Gloster III-DD Schraubenversuche anzustellen, die Schrauben hätten sonst vielleicht verbessert werden können. Die geschmiedeten Reed-Leichtmetall-Schrauben der Curtiss-DD sollen um 3 vH bessere Leistungen ergeben als die aus einem Streifen gebogenen Schrauben. Der Schraubenwirkungsgrad der Wasserflugzeuge 1925 war etwa 80 bis 85 vH bei Höchstgeschwindigkeit, etwa um 8 vH geringer bei der kritischen Abwasser-Geschwindigkeit. Das Flugwerkleergewicht ist durch seine Abhängigkeit von den Festigkeitsforderungen bestimmt. Die Amerikaner verlangen, daß der Vorderholm eine 10 fache Last, die anderen Bauglieder entsprechende Lasten aushalten. Weder der S. 4-ED noch der Gloster III-DD genügen diesen Bedingungen. Die bei den Wendungen Doolittles auftretenden Beschleunigungen von 4 *g* fordern unbedingt 8 Lastvielfache, so daß hinsichtlich des Baugewichtes die Grenzen erreicht scheinen, auch würde selbst eine Verringerung des Motoreinheitsgewichtes um die Hälfte nur einen Geschwindigkeitsgewinn von 2 vH ergeben.

Die Verringerung der Stirnfläche und gute Schulung der Flugzeugführer sind also die Hauptforderungen, die gestellt werden müssen, um beim nächsten Rennen höhere Geschwindigkeiten zu erzielen.

— *J. S. Buchanan*, The Schneider Cup Race 1925; The Journal of the Royal Aeronautical Society **30**, Nr. 187 vom Juli 1926, S. 434 bis 452 (19 S., 3 Lichtb., 3 Zahlentafeln.) *H.* 61810.

Zahlentafel 2 zu 61810. Schneiderpokal-Rennen 1925.

Flugzeug	Baujahr	Flügelfläche	Rumpfquerschnitt	Motorleistung	Motorgewicht	Einheitsmotorgewicht	Fluggewicht	Flächenbelastung	Leistungsbelastung	Flächenleistung	Höchstgeschwindigkeit	Landegeschwindigkeit	Weitflugzahl	Schnellflugzahl	Schraubendurchm.	Drehzahl	Schraubensteigung
	—	m²	m²	PS	kg	kg/PS	t	kg/m²	kg/PS	PS/m²	km/h	km/h	—	—	m	U/min	m
Sea Lion .	1922	26.5	1,07	575	418	0,73	1,48	55.8	2,6	21,7	250	102	2,4	12,9	2,64	2300	3,20
Bamel . .	1923	18,6	—	575	418	0,73	1,26	67,7	2,2	30,9	304	121	2,5	16,2	2,90	2300	3,91
Gloster II .	1924	13,9	0,85	633	382	0,61	1,14	82,0	1,8	45,5	338	127	2,3	15,2	3,00	2500	4,85
Gloster III	1925	14,1	0,85	700	332	0,48	1,22	86,5	1,7	49,6	351	129	2,7	15,5	2,36	2700	2,72
S. 4 . . .	1925	12,6	0,75	700	332	0,48	1,45	115,0	2,1	55,5	381	145	3,0	17,8	2,44	2700	2,82
Curtiss . .	1023	13,7	0,65	460	314	0,68	1,25	91,4	2,7	33,6	312	137	3,1	16,2	2,59	2300	2,84
Curtiss . .	1924	15,1	0,65	500	314	0,63	1,20	79,5	2,4	33,1	365	129	3,3	26,2	—	2300	—
Curtiss . .	1925	13,4	0,60	619	300	0,49	1,23	91,9	2,0	46,1	397	137	2,9	24,2	2,34	2350	3,01

Wettbewerbe. Ergebnisse des französischen Jagdflugzeugwettbewerbes 1926. In 5 km Höhe wurden folgende Leistungen erreicht:

Flugzeug	Motor	Leistung PS	Fluggewicht kg	Steigzeit min	Reihenfolge	Höchstgeschw. km/h	Reihenfolge	Leistungsbelastung kg/PS	Weitflugzahl
Nieuport-Delage 42. .	Hispano-Suiza	450	1808	14,6	4	249	1	4,0	3,7
Gourdou-Lesseure 32 .	Jupiter	420	1376	13,4	2	236	3	3,3	2,9
Dewoitine D-12 . . .	Lorraine	450	1636	14,2	3	233	4	3,6	3,1
Spad 61-5.	Hispano-Suiza	450	1631	13,3	1	231	7	3,6	3,1
Nieuport-Delage 46. .	Hispano-Suiza	450	1791	15,3	8	248	2	4,0	3,7
Dewoitine 9	Jupiter	420	1491	15,9	6	232	6	3,6	3,1
Spad 51.	Jupiter	420	1409	14,9	5	228	8	3,4	2,9
Gourdou-Lesseure 33 .	Lorraine	450	1548	16,0	11	233	4	3,5	3,0
Spad 61-3.	Lorraine	450	1563	15,2	7	211	11	3,5	2,7
Nieuport-Delage 44 .	Lorraine	450	1722	15,6	10	227	9	3,8	2,9
Wibault 7.	Jupiter	420	1444	15,3	9	221	10	3,4	2,8
Hanriot	Salmson	500	1789	16,7	12	207	12	3,6	2,8

— The French Single-Seat Fighter Competition; The Aeroplane 30, Nr. 25 vom 23. Juni 1926, S. 614 (1/2 Sp., Zahlenang.). *H.* 61811.

Wettbewerbe. Offener Internationaler Wettbewerb der Guggenheim-Stiftung.

Der Verwaltungsrat der Daniel-Guggenheim-Stiftung ist nach sorgfältiger Überlegung zur Ansicht gekommen, daß die Sicherheitsfrage entscheidend für die Entwicklung der Luftfahrt ist. In dem Augenblick, in dem das Publikum nicht durch Statistiken, sondern durch augenfällige Vorführungen davon überzeugt wird, daß das Fliegen nicht gefahrvoller als das Fahren mit der Eisenbahn oder mit dem Schiff ist, wird ein Aufblühen der Handelsluftfahrt sicher sein. Von dieser Ansicht ausgehend und von der Tatsache, daß die gesamte Flugzeugindustrie der Welt zu arm ist, um von sich aus Versuchsflugzeuge zu entwickeln, die ja keinen Handelswert darstellen, hat die Daniel-Guggenheim-Stiftung einen offenen internationalen Wettbewerb ausgeschrieben, der dazu bestimmt ist, Versuchen mit Spaltflügelflugzeugen, schwanzlosen Flugzeugen, dem Autogiro von de La Cierva, oder mit anderen, auf Erreichung einer möglichst großen Flugsicherheit hinzielenden Bauarten, einen finanziellen Antrieb zu geben, da Preise von 150000 bis 200000 Doll. zur Lösung der Sicherheitsfrage ausgesetzt sind. Die hohe Summe soll die besten Konstrukteure und Hersteller von Flugzeugen anlocken, sich an dem Wettbewerb zu beteiligen; er wird in Amerika abgehalten werden. Sachverständige vieler Länder werden zur Bestimmung der Wettbewerbsregeln und Vorschriften herausgezogen werden, und es ist anzunehmen, daß ein derartiges Interesse am Wettbewerb sein wird, daß er nicht nur ein Anstoß zur schnellen Entwicklung der Sicherheit wird, sondern daß er auch als Vorführung dieses bedeutenden Fortschrittes dienen wird.

Von Major R. H. Majo (Vertreter der Guggenheim-Stiftung in England) sind im folgenden die Haupteigenschaften des Flugzeuges aufgeführt, die die Ausbildung von Sicherheitsvorrichtungen notwendig machen:

1. Die Landegeschwindigkeit ist viel zu hoch und die Auslauflänge zu lang,
2. der Gleitwinkel ist zu flach, also ein Landen auf vorgeschriebener Stelle schwierig,
3. der Anlauf beim Start ist zu lang,
4. der Steigwinkel nach dem Start ist zu gering,
5. das Flugzeug wird beim Durchsacken unstabil und verliert seine Steuerfähigkeit.

Als Ergänzung zum internationalen Wettbewerb hat der Verwaltungsrat seine Beamten beauftragt, Forschungen auf folgenden Gebieten besonders zu beachten und Sonderausarbeitungen zu machen:

1. Vervollkommnung der Bordinstrumente unter besonderer Berücksichtigung der F.T.-Einrichtung oder anderer Navigationsinstrumente und solcher Instrumente, die einen Nebelflug ermöglichen,
2. aerologische Forschungen,
3. Mittel zur Vermeidung von Zusammenstößen,
4. Flugzeuge mit Motoren, die während des Fluges zugänglich sind,
5. Entwicklung feuer- und splittersicherer Rümpfe.

Die Einzelbestimmungen für den Wettbewerb werden von Zeit zu Zeit mitgeteilt.

— Sonderbericht nach Schreiben der Daniel-Guggenheim-Stiftung. *H.* 61812.

Wettbewerbe. Das 5. Königs-Pokal-Rennen fand am 9. und 10. Juli 1926 als Vorgaberennen über eine Gesamtstrecke von 2350 km statt. Start und Ziel war in Hendon; gemeldet hatten 16 Flugzeuge, von denen 14 starteten und 5 das Rennen beendeten. Die Vorgabeberechnung erfolgte nach der neuen R. Ae. C.-Formel.

— The 5th King's Cup Race; Flight 18, Nr. 28 vom 15. Juli 1926, S. 425 bis 434 (19 Sp., 1 Zahlentafel, 22 Lichtb.). *H.* 61813.

Zahlentafel zu 61813. Königs-Pokal-Rennen 1926.

Flugzeug	Motor	Leistung PS	Führer	Vorgabe h m s	Durchschnittsgeschwindigk. km/h	Preis	Bemerkungen
D.H. 60 Moth . .	Cirrus I	27—60	Sparks	4 41 35	129	5	
D.H. 60 Moth . .	Cirrus I	27—60	Hope	4 41 35	Aufgeg.	—	Führer erkrankt
D.H. 60 Moth . .	Cirrus I	27—60	Broad	4 41 35	146	1	
D.H. 60 Moth . .	Cirrus I	27—60	McDonough	4 35 7	129	4	
D.H. 60 Moth . .	Cirrus II	27—60	de Havilland	3 57 11	Aufgeg.	—	Ölrohrbruch
D.H. 51	Airdisco	120	Master of Sempill	3 21 26	Aufgeg.	—	Hebelbruch
Cranwell C.L.A. 3	Bristol-Cherub III	35	Comper	2 58 54	Aufgeg.	—	Schwingungen
Martynside F. 6 .	Wolseley-Viper	200	Hamilton	2 2 53	nicht gest.		
D.H. 37	Nimbus	300—330	Butler	1 49 42	Aufgeg.	—	Ventilbruch
Vickers-Vixen . .	Napier-Lion	450	Scholefield	1 42 16	229	2	
Swallow	Clerget	130	Watt	1 39 23	nicht gest.		
Nimbus Martynsyde	Nimbus	300—330	Courtney	1 20 54	Aufgeg.	—	Ventilfehler
Nimbus Martynsyde	Nimbus	300—330	Perry	1 20 54	Aufgeg.	—	
Martynside A.D.C.1	Siddeley-Jaguar	395	Jones	0 58 46	245	3	
Parnall-Plover . .	Bristol-Jupiter	400	Brand	0 33 42	Aufgeg.	—	Brennstoffzufuhr undicht
Bristol-Badminton	Bristol-Jupiter	400	Barnard	0	Aufgeg.	—	Tank undicht

Wettbewerbe. Süddeutschlandflug 1926, zur Prüfung von Betriebstüchtigkeit und Leistungsfähigkeit von Sportflugzeugen. Dem eigentlichen Flug ging eine technische Prüfung zur Bestimmung der Wertungszahl: gemessene Geschwindigkeit durch berechnete Geschwindigkeit, voraus, in ihr wurde auch der Brennstoffverbrauch, Tragfähigkeit, Abflugleistung und Sparsamkeit des Bauaufwandes geprüft. Der Streckenflug führte an zwei Tagen, 5. und 6. Juni, über eine Gesamtstrecke von rd. 2280 km, die für die Jungflieger etwas abgekürzt war. — *Fritz Wittekind*, Der Süddeutschlandflug; Luftfahrt **30**, Nr. 12 vom 20. Juni 1926, S. 186 bis 188 (4 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61814.

Zahlentafel zu 61814. Süddeutschlandflug 1926.

Wettbewerbs-Nr.	Zulassungs-Nr.	Bewerber	Führer	Flugzeugmuster	Motor	Leistung PS	Brennstoffverbrauch kg/km	Wertungszahl	Preis Nr.	Preis M.
1	D 165	Alfons Lüber, Saulgau	Lüber	Focke-Wulf S 1 a	Siemens	75				
2	D 893	Otto Fuchs, Darmstadt	Fuchs	B.A.G. D II a	Anzani	35	0,043			
4	D 887	R. Weyermann, Bamberg	v. Conta	Messerschmidt M 17	Bristol-Cherub	30	0,046			
5	D 611	Akaflieg, Darmstadt	Hesselbach	Mohammed	Blackburn	18	0,038			
6	D 892	Akaflieg, Darmstadt	Voelker	B.A.G. D II a	Anzani	35	0,072			
7	D 885	Bäumer-Aero, Hamburg	Bäumer	Bäumer-Sausewind B IV	Wright	65				
8	D 764	H. v. Bülow-Bothkamp	v. Bülow	Udet-Flamingo	Siemens	80	0,144	0,4844	5	6 670
9	D 790	Luftfahrt, Halberstadt	Steinkraus	Focke-Wulf S 1	Siemens	55	0,150			
10	D 829	Zirkus Krone, Stettin	Gossen	Udet-Flamingo	Siemens	75	0,166			
11	D 608	Daimler-Motoren Ges., Sindelfingen	Guritzer	Daimler L 20	Mercedes	20	0,036			
12	D 609	Daimler-Motoren Ges., Sindelfingen	Bäder	Daimler L 20	Mercedes	20	0,032			
13	D 660	Udet-Flugzeugbau, München	Walz	Udet-Flamingo	Siemens	80	0,147	0,5549	2	13 330
14	D 886	Udet-Flugzeugbau, München	Stumpf	Udet-Flamingo	Siemens	80	0,136			
18	D 649	Albatros-Flugzeugwerk	Offermann	Albatros L 68	Siemens	80	0,123	0,4813	6	6 380
19	D 779	Sportflug, Fürth	Maier	Messerschmidt M 17	Bristol-Cherub	30	0,047			
21	D 60	R. Oelzschner	Oelzschner	L.V.G. C VI	Benz	200	0,281			
22	D 847	Oberbayer. Sportflug, München	Schonger	Udet U 10	Siemens	55	0,108			
23	D 874	Raab-Katzenstein, Flugzeugwerk Cassel	Katzenstein	RK 1-Schwalbe	Siemens	80	0,134	0,4923	4	7 420
24	D 854	Deutsche Verkehrsfliegerschule, Staaken	Steindorf	Junkers A 20			0,231	0,6034	1	17 890
25	D 840	Deutsche Verkehrsfliegerschule, Staaken	v. Manteuffel	Heinkel HD 32	Siemens	100	0,173	0,5547	3	13 310
26	D 514	Schokoladenfabrik Mauxion	Heinze	Dietrich DP II a	Siemens	80	0,141			

Wettbewerbe. Der französische Seeflugwettbewerb, Saint Raphael, 1926, für mehrmotorige Flugzeuge bestand in einer Technischen Leistungsprüfung, einer Wirtschaftlichkeitsprüfung und einer Streckenflug-Prüfung, bei der an vier aufeinander folgenden Tagen, 3., 4., 5. und 6. August, je dreimal hintereinander die 187 km lange Strecke: Saint Raphael-Kap Camarat-Kap Martin-Dramont-Saint Raphael, ohne Zwischenlandung zurückgelegt werden mußte.

Flugzeug	Führer	Motor	Leistung PS	Flügelfläche m²	Fluggewicht t	Flächenbelastung kg/m²	Leistungsbelastung kg/PS	Flächenleistung PS/m²	Punktzahl	Preis
Meteor-DD-Flugboot, Muster 63	Burri	Hispano-Suiza	3 × 180	103	5,20	50,5	9,6	5,3	1 546	1
Lioré-Olivier-DD-Flugboot, H 15	Benoît	Rhône-Jupiter	3 × 420	136	6,65	48,7	5,3	9,3	894	2

Für die gesamte Prüfung war eine Punktwertung eingeführt, die getrennt nach den einzelnen Unterprüfungen vorgenommen wurde.

Die Technische Leistungsprüfung umfaßte: einen Flug bei Stillstand irgendeines Motors (der Flug mußte in einer Höhe über 200 m eine halbe Stunde lang ausgeführt werden, jede längere Flugdauer wurde für je 5 Minuten mit 15 Punkten bis zur Höchstzahl von 300 Punkten bewertet), eine Steiggeschwindigkeitsprüfung (2 km in mindestens 30 min.), eine Geschwindigkeitsprüfung (160 km/h Mindestleistung), eine Wendigkeitsprüfung (Durchfliegen von Achten verschiedener Größe und in verschiedener Höhe), eine Seetüchtigkeitsprüfung, bei der 5 Starte und Landungen vorgeschrieben waren, die nur durch eine Flugzeit von 2 Minuten voneinander getrennt sein durften; eine Minuten mußte das Boot auf Stufe gehalten werden können. Die Wertung der Seefähigkeit erfolgte nach dem Urteil der Sachverständigen, die Güte der Feuerlöschanlage wurde ebenfalls bewertet.

Die Wirtschaftlichkeitsprüfung erfolgte auf Grund der Gewichts-, Verbrauchs- und Geschwindigkeitsmessungen durch die Formel: Geschwindigkeit mal Nutzlast durch Verbrauch. Während des Streckenfluges mußten mit der F. T.-Bordanlage Meldungen gegeben und empfangen werden. Schlechte Verständigung wurde bestraft.

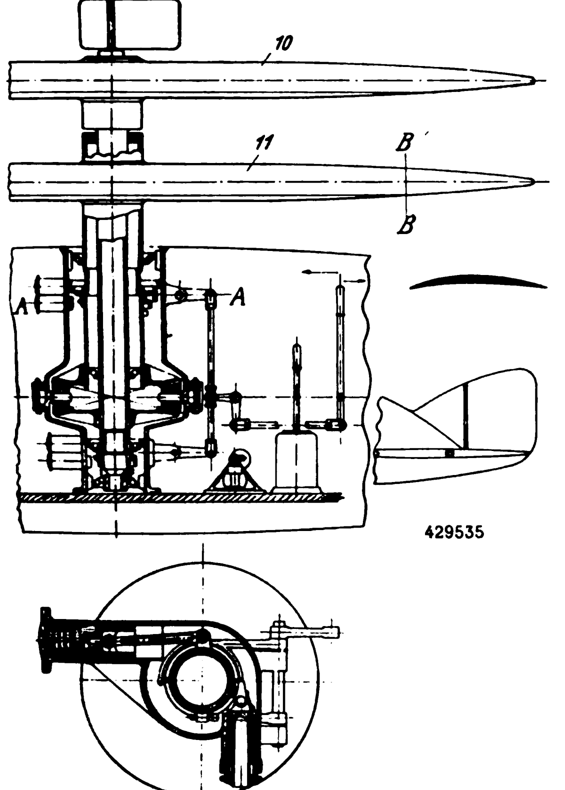
Am Wettbewerb beteiligten sich nur zwei Flugboote: [table above]

Beide Flugzeuge erledigten die geforderten Prüfungen. Burri vermochte 2¼ h mit einem abgestelltem Motor zu fliegen.
— Le Concours d'Hydravions Multimoteurs; L'Aéro-Sports **15**, Nr. 503 bis 510 vom 21., 23., 25., 27., 28., 29., 31. Juli und 3., 5., 7., 9., August 1926 (3 Sp.). *H.* 61815.

Luftfahrt-Patentschau.

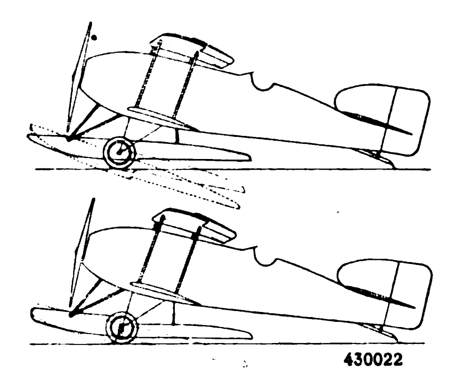
Deutsche Patente.

429 535 / 62 b,25. Tragflächenanordnung für Flugzeuge. R. P. Pescara, Barcelona, B 23. 11. 21. V 29. 5. 26. Der Erfinder geht davon aus, daß eine Tragfläche, die in bezug auf das Flugzeug stillsteht, etwa neunmal weniger Tragkraft besitze als dieselbe Fläche, wenn sie sich in bezug auf das Flugzeug dreht, und benutzt diese



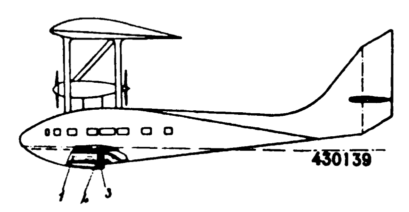
Erkenntnis für die Lösung der Aufgabe, Flugzeuge zu schaffen, die, wie es in der Patentschrift heißt, bei größter Sicherheit, besonders beim Landen, höchste Geschwindigkeiten erreichen und außerdem noch Lasten tragen können, indem für den horizontalen Flug eine in bezug auf das Flugzeug feststehende Tragfläche benutzt wird, die beim Absteigen jedoch um eine senkrechte Mittelachse in Drehung versetzt wird, wobei sich ihr Tragvermögen und die Sicherheit beim Landen um ein Vielfaches erhöhen soll. Das Wesentliche besteht also darin, ein Flugzeug mit einer Anordnung von Tragflächen zu versehen, die in bezug auf das Flugzeug sowohl feststehen als auch sich drehen können, jedoch nur in Selbstdrehung beim Abstieg. Es werden dabei zwei übereinanderliegende Tragflächen *10,11* benutzt, die sich um eine gemeinsame senkrechte Mittelwelle in entgegengesetzter Richtung drehen können und das Aussehen gewöhnlicher Flugzeugflügel haben, es ist dies somit eine Art Hubschraubensystem, wobei die Hubschrauben keinen besonderen Antrieb haben, sondern beim gewöhnlichen Flug verriegelt, beim Abstiege dagegen freigegeben werden und infolge der entstehenden Selbstdrehung eine größere Tragfähigkeit entwickeln sollen. Diese umlaufenden Tragflächen können so bemessen sein, daß das Flugzeug keine andern Tragflächen braucht, sondern nur noch eine Vortriebseinrichtung. Es muß hierbei wie bei jedem Flugzeug eine Stabilisierungsvorrichtung vorhanden sein, solcher Art, daß sie sowohl beim Stillstand als auch bei der Drehung der Tragflächen wirksam ist. In den Zeichnungen stellt Abb. 1 die neue Einrichtung in einem senkrechten Schnitt, die etwas größeren Maßstab aufweisende Abb. 2 (Schnitt nach Linie *A—A* der Abb. 1) die Festhalteeinrichtung, und Abb. 3 (Schnitt nach Linie *B'*, *B* der Abb. 1 in verkleinertem Maßstabe) das Profil der Flügel dar, das symmetrisch und vom Anstellwinkel = 0 ist.

430 022 / 62 b, 44. Landungsgestell für Land-Wasser-Flugzeuge. Soc. An. . . . . . L. Bréguet, Paris, B 15. 1. 24. V 8. 6. 26. Es ist bekannt, Flugzeuge mit ortsfesten Laufrädern und beweglichen Schwimmern auszustatten; nach der Erfindung sind die Schwimmer um eine parallel zur Räderachse angeordnete Achse schwingbar angeordnet, derart, daß sie während des Fluges und der Wasserlandung die Räder, ohne daß diese selbst bewegt werden, in Aussparungen verdecken und so den Wasser- und Luftwiderstand verringern, während sie bei der Erdlandung die Räder im erforderlichen Maße aus der Unterseite der Aussparungen hervortreten lassen. Nach einer weiteren Ausführungsform (untere Abb.) ist der Schwimmer in zwei hintereinanderliegende Teile geteilt, von denen der vordere Teil an einer vor der Laufradachse liegenden Achse, vom Führer drehbar, angelenkt ist, während der hintere Schwimmerteil an die Laufradachse angelenkt und mit Mitteln versehen ist, die seine Drehung unabhängig von dem ersten Teil gestatten; hierbei sind diese Mittel hinter der Laufrad-



achse und in gewissem Abstand von ihr angeordnet, so daß es möglich ist, den beiden Schwimmerteilen verschiedene Neigungen zu geben.

430 139 / 62 b, 45. Flugboot. L. Wattier, Paris. B 13. 10. 23. V 9. 6. 26. Es handelt sich um im Unterteile des Bootes angeordnete Behälter zur selbsttätigen Aufnahme von Wasserballast. Erfindungsgemäß bestehen die Ballastaufnahmebehälter aus einer oder mehreren nach vorn geschlossenen, nach rückwärts in wasserdichte Kammern *3* mündenden, der Länge nach durch



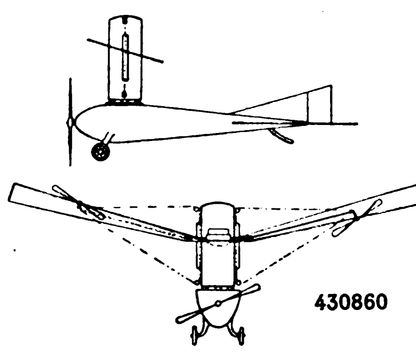
Zwischenwände unterteilten Röhren *1*, wobei in den Kammern durch Wasserdruck von außen sich selbsttätig öffnende und nach Füllung sich selbsttätig schließende Klappen *4* vorgesehen sind, die von dem Flugzeugführer auch von Hand gesteuert werden können. An die Kammern schließt sich ein Knierohr an. Das Wasser wird beim Aufsteigen des Flugzeugs durch Druckluft oder Druckgas wieder aus den Ballastbehältern ausgetrieben.

430 140 / 62 b, 47. Wasserflugzeug. Rohrbach Metall-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin. B 16. 10. 24. V 10. 6. 26. Unter Schutz steht ein Wasserflugzeug, das mit Hilfe besonders zu setzender Segeltakelage als behelfsmäßig zu benutzendes Segelwasserfahrzeug ausgebildet ist, indem es mit Einrichtungen zum Aufbauen von zusammenlegbarer, vom Flugzeug mitzuführender, ganz oder doch zur Hauptsache der Ausrüstung von Segelwasserfahrzeugen entsprechender Segeltakelage versehen ist. Die zur Takelage gehörenden Masten, Bäume, Stengen usw. können mehrteilig zusammenlegbar ausgeführt und aus Leichtmetall-Gitterträgern hergestellt sein; zu den Zubehörteilen gehören auch ein Schwert (hochzieh- oder abnehmbar) und ein leicht verstaubares Wasserruder. Das Seitenleitwerk kann als Segelfläche dienbar gemacht werden.

430 859 / 62 b, 6. Flugzeug mit um eine wagerechte Querachse drehbarer Tragfläche und Höhensteuer. F. Schuh, Wien. B 20. 9. 22. V 2. 7. 26. Das nach der Erfindung ausgeführte Flugzeug kennzeichnet sich dadurch, daß sowohl die motorische Zugkraft als auch die Lotrechte, welche durch den Mittelpunkt der in der Mitte der Tragfläche liegenden Drehachse geht, durch den Systemschwerpunkt gehen, wenn das Flugzeug im Ruhezustand gedacht ist. Bezweckt wird durch diese Einrichtung, es in Verbindung mit den Höhenrudern zu ermöglichen, sowohl beim Gleitflug wie beim motorischen Flug und beim lotrechten Abstieg das aus Luftdruck und Schwerkraft bezw. Zugkraft in

der Flug- bezw. Bewegungsrichtung entstehende Drehmoment auszugleichen.

430 860 / 62 b, 26. Flugzeug zum wahlweisen Vorwärts- und Aufwärtsflug. G. Rietti, Zürich. B 3. 7. 23. V 23. 6. 26. Betr. ein Flugzeug, bei dem die für den Vorwärtsflug bestimmten Tragflächen in Hubschraubenflügel umwandelbar sind, um sowohl vorwärts


430860

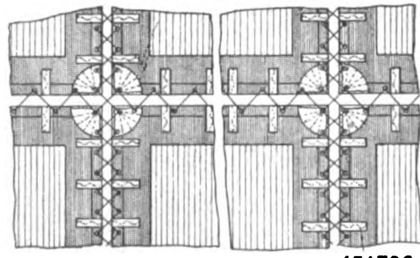
als auch aufwärts fliegen zu können. Zu diesem Zweck hat man die Tragflächen bereits so am Rumpf angebracht, daß man sie entgegengesetzt zueinander um ihre Längsachsen neigen kann; auch ist bereits vorgeschlagen worden, mit einer Tragfläche oder einer Gruppe von Tragflächen Treiborgane zusammenwirken zu lassen, deren Treibwirkung sich in verschiedenem Sinne äußern kann, als Vorwärtsflugzeug oder als Hubschrauber. Nach der Erfindung sind die Tragflügel dadurch in Hubschraubenflügel umwandelbar, daß sie um schräg zu ihren Längsachsen stehende Drehachsen schwenkbar und feststellbar sind. Die Tragflächen können also sowohl in der Lage, bei welcher sie für den Vorwärtsflug in gleicher Flucht zueinander liegen, festgestellt werden, als auch in jeder Schräglage, in welcher sie als Hubschraubenflügel wirken sollen.

430 861 / 62 b, 40. Laufrad, insbes. für Leichtflugzeuge. O. Schön, Düsseldorf. B 27. 1. 25. V 25. 6. 26. Das Rad besteht aus einer einfachen Scheibe und einem aus dünnem Blech gewalzten, im Querschnitt U-förmigen Profillaufring, dessen beide Ränder mit der Scheibe durch eine Reihe von Gummizügen verbunden sind.

431 152 / 62 c, 25. Verfahren und Einrichtung zur Messung des Abstandes von der Erdoberfläche bei Luftfahrzeugen. Dr.-Ing. H. Junkers, Dessau. B 13. 3. 25. V 30. 6. 26. Jedes Luftfahrzeug oder jeder elektrisch leitende Teil eines solchen besitzt in der Luft gegenüber dem Erdboden eine gewisse elektrostatische Kapazität, die vom Abstand des betreffenden Teiles vom Erdboden unmittelbar abhängig ist. Diese Kapazität würde als Maß für den Abstand des Luftfahrzeuges vom Erdboden benutzt werden können, wenn es möglich wäre, sie zu messen. (Unmittelbare Messung wäre denkbar, wenn man eine elektrisch leitende Verbindung zwischen Luftfahrzeug und Erdboden verwenden könnte.) Nach der Erfindung ergibt sich folgende Möglichkeit der Abstandsmessung: Bringt man an dem Luftfahrzeug mehrere voneinander isolierte, elektrisch leitende Körper an, so besitzen diese gegeneinander eine gewisse Kapazität, außerdem aber auch eine solche gegenüber dem Erdboden; letztere ist vom Bodenabstand der Körper abhängig. Daraus ergibt sich, daß die Gesamtkapazität durch den Abstand vom Boden mitbestimmt ist, so daß ihre Größe ein Maß für den Bodenabstand darstellt und letzterer durch Messung bestimmt werden kann. Ein besonders zweckmäßiges Verfahren zur Messung der Kapazität besteht darin, die die Kapazität bestimmenden elektrischen Leiter in einen Schwingungskreis einzuschalten und dessen Frequenz als ein Maß für die Kapazität und somit für den Bodenabstand zu messen. Die Messung der Frequenz kann nach bekannten Verfahren erfolgen, besonders vorteilhaft durch Überlagerung einer Welle bekannter Frequenz (Schwebungsverfahren).

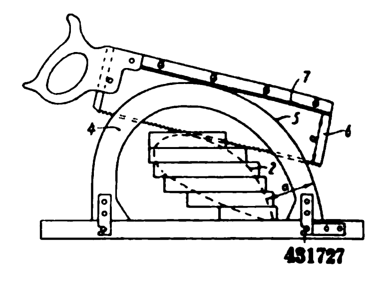
431 159 / 62b, 5. E. Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde B 20. 3. 24. V 5. 7. 26. Bezieht sich auf Flugzeuge mit nach oben gegen den Rumpf durch Streben abgestütztem, anklappbarem Tragdeck; erfindungsgemäß ist nach Lösen der vorderen der beiden Streben an der Tragfläche und der vorderen Holmbefestigung am Rumpf die Tragfläche durch die mit entsprechenden Beschlägen fest aber beweglich angeschlossene hintere Strebe derart gestützt und geführt, daß sie zunächst um ihre Hinterholmlängsachse gedreht und alsdann nach hinten an den Rumpf herangeschwenkt werden kann.

431 726 / 62 a, 8. Außenhülle für Starrluftschiffe. Luftschiffbau Zeppelin G. m. b. H., Friedrichshafen. B 19. 9. 24. V 17. 7. 26. Die Stoffbahnen sind derart aus verschiedenartigen Stoffen zusammengesetzt, daß der eigentliche, leichte Außenhüllenstoff das größere Mittel- bezw. Innenstück jeder Bahn bildet, das ringsum von einem Stoff von höherer Festigkeit umgeben ist. Die Ecken bezw. die beim Aufbringen an den Längsträgern des Tragkörpers zuerst festzulegenden Punkte werden mit einer elastischen


431726

Verstärkungsauflage versehen, wobei das Verstärkungsmaterial eine größere Dehnung besitzt als der für die Stoffbahnen verwendete Baumwollstoff.

431 727 / 62 c, 2. Verfahren und Anordnung für Formgebung von Propellerflügeln. O. J. Joergensen, Lillestroem (Norw.). B 30. 9. 25. V 17. 7. 26. An einer Anzahl geeigneter Stellen werden an dem zu bearbeitenden Körper entlang Schablonen *4* angebracht, die den Körper umgeben und deren Außenkante *5* eine mit der Kurve *2* des an dieser Stelle erwünschten Querschnittes des Körpers äquidistante Kurve bildet; die Schablonen *4* bilden Führungen für eine Säge o. dgl. *6*, die in einem Abstande *a* von der Zahnspitzenlinie, der gleich dem Abstande *a* zwischen den genannten äquidistanten Kurven *2* und *5* ist, eine mit der Zahnspitzenlinie parallele Führungsschiene *7* trägt:



431727

wenn die Säge bis an den gewünschten Querschnitt des Körpers hinuntergeschnitten hat, kommt die Schiene *7* gegen die Außenkante *5* der Schablone *4* zum Anliegen und sichert dadurch die genaue Formgebung an dieser Stelle.

431 728 / 62c, 9. Antriebsschraube. F. P. Canova, Rio de Janeiro. B 20. 12. 24. V 19. 7. 26. Die Erfindung betrifft eine Antriebsschraube, deren Achsialtrieb ohne Zuhilfenahme von Eigenbewegungen der Schraubenflügel, also ohne Änderungen der Schraubensteigung oder des Schraubendurchmessers, zwangläufig geändert werden kann. Von dem während der Schraubenumdrehung auftretenden Unterdruck an der Saugseite hängt der von der Schraube entwickelte Achsialtrieb in bedeutendem Maße ab. Dieser Unterdruck und mit ihm der Achsialtrieb wird nach der Erfindung dadurch geregelt, daß einzelne oder sämtliche Flügel an der Saugseite voneinander unabhängige Austrittsöffnungen oder Gruppen von solchen besitzen, die durch getrennte Kanäle im Schraubeninnern mit Eintrittsöffnungen in der Nähe der Schraubenmitte in Verbindung stehen und durch steuerbare Verschlüsse geschlossen werden können.

432 080 / 62 a, 41. Ankermast für Luftschiffe. B. Pochhammer, Langenargen. B 6. 7. 24. V 26. 7. 26. Am oberen Ankermastende wird an Stelle der bekannten, an ihrer Spitze geschlossenen Windschutzkappe eine Winddüse verwendet, die die zur Stabilisierung des gefesselten Luftschiffes nötige Energie der bewegten Luft entnimmt. Mit Hilfe der an beiden Enden offenen Düse oder des aus mehreren




432080

konzentrisch angeordneten Düsen bestehenden Düsenkörpers wird eine kräftige, durch die Düsenform beschleunigte Strömung in der Längsrichtung des gefesselten Luftschifftragkörpers erzielt, die die Luftmassen von der Bugspitze aus über die ganze Länge des Luftschiffes hinführt und Schutz gegen Seitenwinde bietet.



Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1581521. O. H. **Snyder** u. W. H. **Brookley,** Dayton, Ohio. Sky writing. B 20. 9. 24. V 20. 4. 26.
Einrichtung zur Erzeugung von »Himmelsschrift« mittels Feuerwerkskörpern.

A. 1581539. R. **Kauch** und C. R. **Paulus,** Dayton, Ohio. Quickly-detachable connection for the power plant or power plant unit of an airplane. B 9. 10. 23. V 20. 4. 26.
Anschlußkörper nach Steckdosenart, der die Zuleitungen von Benzin und Öl sowie die elektrischen Leitungen eines abwerfbaren Motors leicht zu trennen gestattet.

A. 1581564. C. **Dornier,** Friedrichshafen. Twin-motor flying machine. B 28. 6. 20. V 20. 4. 26.
Anordnung von Führerräumen im Rumpf. Motor und Luftschraube in gleicher Höhe.

A. 1581565. C. **Dornier,** Friedrichshafen. Wing of flying machines. B 15. 5. 25. V 20. 4. 26.
Hauptholm mit Abzweigungen als Ganzes; dazwischen herausnehmbare Flächenteile.

A. 1582188. H. C. **Mummert** (Ass.: M. A. **Kenney**), New York. Landing and launching apparatus for vehicles. B 26. 7. 24. V 27. 4. 26.
Auslaufweg mit querverlaufenden, an abgefedert schwenkbaren Armen befestigten Seilen, in die ein Mitnehmer am Flugzeug bei der Landung faßt; die Armfedern sind gemeinsam spannbar.

A. 1582202. S. **Wiley,** Metuchen, N.Y. Method of folding parachutes. B 30. 6. 24. V 27. 4. 26.
Verfahren zum Falten von Fallschirmen, wobei der Scheitelteil eingezogen wird.

A. 1582482. A. **Mraula,** Camas, Wash. Flying machine. B 2. 6. 25. V 27. 4. 26.
Hubschrauber; Antrieb durch je ein Paar von den Händen und den Füßen zu drehenden Kurbeln.

A. 1582587. D. E. **Dunlap** (Ass.: **G. Elias & Bro.,** Inc.), Buffalo, N. Y. Fitting for airplanes. B 26. 12. 25. V 27. 4. 26.
Anschlußstück für rechtwinklig aufeinanderstoßende Rohre (z. B. Rumpf-Längs- und Querstreben) unter Verwendung von Schlitzen in den Rohren und Durchsteckplatten.

A. 1582706. B. D. **Thomas** (Ass.: **Thomas-Morse-Aircraft** Corp.), Ithaca, N. Y. Airplane construction. B 8. 3. 23. V 27. 4. 26.
Flugzeugrumpf aus halbkreisförmigen Rippen mit Wellblechverkleidung.

A. 1583125. E. H. **Corlett,** M. W. **Garnett** und H. J. **Doremus,** East Cleveland, Ohio. Map and method of making it. B 5. 9. 22. V 4. 5. 26.
Verfahren zur Landkartenherstellung aus Luftbildern.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 249487. B. G. Textilwerke, G. m. b. H., und H. **Strobl,** Berlin-Tempelhof. Manufacture of balloon fabric. B 13. 2. 26. V 12. 5. 26.
Ein Mittel zum Weichmachen, z. B. Glycerin, wird aufgetragen, nachdem die Goldschlägerhaut auf das Gewebe mit Gelatine o. dgl. aufgebracht ist.

E. 249541. H. **Junkers,** Dessau. Projection of pictures, signs, or the like on aircraft. B 18. 3. 26. V 12. 5. 26.
Projektionsapparat im Rumpf wirft über Spiegel Reklamebilder oder Inschriften auf die Tragflügel-Unterseite.

E. 249542. W. **Lübbecke,** Stuttgart. Envelopes for aircraft. B 18. 3. 26 V 12. 5. 26.
Baukörper für Luftfahrzeuge aus Drei- oder Viereck-Elementen.

E. 249572. G. T. R. **Hill,** Brookwood, Surrey. Control surfaces for aeroplanes. B 29. 9. 24 V 19. 5. 26.
Hilfsruder-Anordnung für Höhen- und Querruder.

E. 249645. Boulton & Paul Ltd. und J. D. **North,** Norwich. Metal ribs for aircraft. B 16. 2. 25 V 19. 5. 26.
Metallflügel-Konstruktion.

E. 249675. A. G. **Chick,** London, und F. H. **Ordidge,** Ruislip, Middlesex. Tail control surfaces of aeroplanes and like aircraft. B 24. 3. 25 V 19. 5. 26.
Leitflosse an einstellbarer Höhenflosse.

E. 249770. P. M. **Bruce,** Auldgirth. Flying machines. B 6. 11. 25 V 19. 5. 26.
Flugmaschine.

E. 249777. H. **Junkers,** Aachen. Metal lattice work skeletons for buildings. Zus. zu 234363. B 19. 11. 25 V 19. 5. 26.
Metallflügel-Konstruktion.

E. 249821. A. **Weingarten,** Berlin-Staaken. Method of manufacture of framework supports, especially supports of aeroplane wings. B 1. 2. 26. V 26. 5. 26 (5. 6. 26).*)
Verspannung der Zelle durch Draht ohne Spannschlösser mittels Verlängerung der Stiele.

E. 249838. A. W. **Parsons,** Miami (V St. A.). Mimic warfare systems. B 3. 3. 26 V 26. 5. 26 (5. 6. 26).*)
Einrichtung zur Darstellung von Bombenwurfangriffen für Ausbildungszwecke.

E. 249915. O. **Geisler,** Chicago (V. St. A.). Airships. B 29. 12. 24 V 26. 5. 26 (5. 6. 26).*)
Luftschiff aus Duralumin mit Tragflächen am Gastragkörper.

*) Das eingeklammerte Datum gibt den durch Streik verzögerten Erscheinungstag an.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 603599. L. M. **Doucett.** Dispositif de sureté pour aéroplanes. B 22. 9. 25. V 19. 4. 26.
Flugzeug-Fallschirm, im Rumpf untergebracht.

F. 603606. J. **Birger.** Système de signalisation à bord des avions. B 27. 11. 24. V 20. 4. 26.
Signalisierverfahren für Flugzeuge mittels der Motorabgase, akustisch und optisch (Flammen), durch den Schalldämpfer.

F. 603663. H. **Junkers.** Procédé et dispositiv pour mesurer dans les aéronefs la distance de l'appareil au sol. B 25. 11. 25. V 21. 4. 26.
Flughöhenermittlung durch Messung der elektrostatischen Kapazität eines Leiters.

F. 603664. H. **Junkers.** Production d'immages ou de signes sur les aéronefs. B 25. 11. 25. V 21. 4. 26.
Projektionsapparat im Rumpf wirft über Spiegel Reklamebilder oder Inschriften auf die Tragflügel-Unterseite.

F. 603768. G. L. O. **Benard.** Procédé pour déterminer les formes optima à donner à toutes les parties des avions et, d'une façon générale, à tous corps solides se déplaçant dans l'air. B 19. 12. 25. V 22. 4. 26.
Aerodynamisches Prüfungsverfahren mittels eingefetteter Modelle in heißem Luftstrom.

F. 603775. R. J. L. **Moineau.** Machine volante. B 20. 12. 24. V 22. 4. 26.
Wendeflügelsystem für Auf- und Vortrieb.

F. 603827. D. **de Rochelée.** Appareil de déclanchement. B 27. 12. 24. V 23. 4. 26.
Ausklinkvorrichtung für Abwurfbomben.

F. 603923. G. **Austerweil,** P. D. **Aron** und E. **Martin.** Procédé d'entoilage des avions. B 2. 10. 25 V 26. 4. 26.
Der Bespannungsstoff wird vor dem Aufspannen mit einer Celluloseätherschicht versehen, dann aufgespannt und mit einer die aufgebrachte Schicht wieder erweichenden Lösung behandelt und dadurch nachgespannt.

F. 604004. R. J. H. **Chevalier.** Appareil applicable aux parachutes et destiné à libérer automatiquement le parachutiste de son parachute. B 25. 7. 25 V 28. 4. 26.
Selbständige Entkupplung des Fallschirms vom Benutzer bei Auftreffen auf den Boden

F. 604102. Blériot Aéronautique. Perfectionnements apportés aux engins de locomotion comprenant des surfaces de sustentation, de stabilisation et de gouverne, notamment à ceux de locomotion aérienne. B 2. 10. 25 V 29. 4. 26.
Ein Teil einer (Trag-, Dämpfungs- oder Ruder-) Fläche wird an den anderen Teil angelenkt und ist im Fluge einstellbar, z. B. mittels Bowdenzuges und Schneckengetriebe.



Amerika

A. 1583147. A. W. **Herrick,** Battle Creek, Mich. Flying machine. B 22. 6. 25. V 4. 5. 26.

Flugmaschine mit dreirädrigem Fahrgestell.

A. 1583155. F. H. **Jacobs,** Puyallup, Wash. Aeroplane. B 27. 6. 25. V 4. 5. 26.

Doppeldecker mit verstellbaren Tragflächen.

A. 1583165. J. I. **Nicholson,** Detroit. Mich. Propeller. B 21. 2. 25. V 4. 5. 26.

Stufen auf der Hinterseite der Luftschraubenflügel.

A. 1583237. A. W. **Parsons,** Miami, Fla. System for carrying out mimic bombing and torpedo attacks. B 6. 7. 25. V 4. 5. 26.

Einrichtung zur Nachahmung von Bombenwurf und Torpedoangriff.

A. 1583359. M. A. **Mazade,** Paris. Stabilizer for the straight travel of aircraft. B 23. 12. 24. V 4. 5. 26.

Ein Ruder-Hilfsmotor wird durch die Differenz der Drucke gesteuert, die von symmetrisch zur Flugzeug-Mittelachse angeordneten Venturirohren erzeugt werden.

A. 1583745. V. I. M. **Procopio,** New York. Safety attachment for airplanes. B 25. 11. 25. V 4. 5. 26.

Flugzeug mit im Notfalle aufblasbaren Gastragkörpern.

A. 1583802. A. **Schwarz** (Ass.: I. M. **Lashinsky**), New York. Parachute. B 12. 10. 23. V 11. 5. 26.

Fallschirm mit mehreren Flächen und schirmartigem Gestell.

A. 1584053. W. **Wait,** Garden City (Ass.: **Curtiss Aeroplane & Motor Corp.,** New York). Engine bed mounting. B 14. 6. 24. V 11. 5. 26.

Motorbett für Flugzeuge mit änderbarer Länge.

A. 1584466. H. C. **Mummert,** Hollis und W. L. **Gilmore,** Mineola (Ass.: **Curtiss Aeroplane & Motor Corp.,** New York). Airplane landing gear. B 29. 2. 24. V 11. 5. 26.

Für jedes Rad ein mit der Rumpfunterseite ein Dreieck bildendes, im Ausschwenken nachgiebiges Strebenpaar.

A. 1584810. G. S. **Sargent,** Chicago, Ill. Propeller for helicopters. B 18. 11. 25 V 18. 5. 26.

Antrieb für drei konzentrisch ineinander angeordnete Schraubenflügelreihen, deren mittlere Reihe sich gegenüber der inneren und äußeren entgegengesetzt dreht.

A. 1584876. B. **Loth,** Cincinnati, Ohio. Aeroplane and other heavier-than-air machine. B 14. 9. 25 V 18. 5. 26.

Fächerartig entfaltbare Fallschirmflächen am Unterdeck.

A. 1584945. E. **Johnson,** Washington. (Ass.: **Regierung und Volk der Vereinigten Staaten**). Airplane powder-dusting apparatus. B 5. 2. 26 V 18. 5. 26.

Mehrere Zerstäubungstrichter für pulvriges Material im Tragflächengerippe.

England

E. 249949. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis,** Westminster. Mooring-masts or mooring-gear for lighter than air aircraft. B 12. 1. 25 V 26. 5. 26 (5. 6. 26).*)

Verfahren und Einrichtungen zum Vertäuen eines Luftschiffs an einem drehbaren Ankermast.

E. 250233. F. **Gebauer und Danuvia** Ipari-és Kereskedelmi R.-T., Budapest. Machine-guns for use on flying-machines. B 1. 4. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Maschinengewehrsteuerung für Schießen durch den Propellerkreis.

E. 250292. H. S. **Hele-Shaw,** Westminster, und T. E. **Beacham,** London. Feathering screw propellers. B 3. 12. 24 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Verstell-Propeller, der durch einen Motor-Regler mittels hydraulischer Kraft-Übertragung selbsttätig gesteuert wird.

E. 250310. J. **Twardus,** Hartford, Conn. (V. St. A.). Airships. B 7. 1. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Prallschiff mit innerer Seilverspannung; Tragkörper unterteilt in einen (oberen) Wasserstoff- und einen (unteren) Helium-Raum; Tragkörper-Versteifung mittels eines Kabinen enthaltenden Trägers; Entlastung durch Tragflächen.

E. 250313. J. B. **Immers,** Brüssel. Aircraft. B 7. 1. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Flugmaschine mit Auftrieb durch rotierende Kreuzflächen.

E. 250315. M. **Brutzkus,** Paris. Flying-machine. B 7. 1. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Von Elektromotoren angetriebene Zellen bewegen sich in einer Kreisbahn, die das Hauptgerüst, u. a. eine elektrische Zentrale enthaltend, bildet.

E. 250330. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis** und C. D. **Burney,** Westminster. Lighter-than-air aircraft. B 9. 1. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Starrschiff mit L:D Verhältnis von $1^1/_2$ bis 5, das an über die Außenhülle vortretenden Teilen (»Protuberanzen«) außer dem Leitwerk am Heck nur Antriebsgondeln, und zwar hinter dem Maximalspant, aufweist.

E. 250348. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis,** Westminster. Lighter-than-air aircraft. B 21. 1. 25 V 9. 6. 26 (12. 6. 26).*)

Die Außenhülle wird dadurch prall gehalten, daß in dem Raum zwischen ihr und den Gaszellen entweder der Fahrtwind durch Lufthutzen eintreten gelassen wird oder Ventilatorluft oder Motorabgase eingeblasen werden. Die Außenhülle wird bei Starrschiffen nur an den Längsträgern befestigt.

*) Das eingeklammerte Datum gibt den durch Streik verzögerten Erscheinungstag an.

Frankreich

F. 604171. H. **Farman.** Moulinet auto-propulseur. B 19. 11. 24 V 30. 4. 26.

Antrieb durch Reaktion gespannter Gase; Ausnutzung der Abwärme.

F. 604218 C. E. **Glessner.** Aéroplane. B 21. 7. 25 V 30. 4. 26.

Ein Gestell wird von verstellbaren Flugzeugen getragen und trägt einerseits eine drehbar gelagerte Gondel.

F. 604317. H. J. **Paroche** und R. **Armengaud.** Dispositif mécanique en vue de la sustentation, la propulsion et la direction d'appareils de navigation marine ou aérienne. B 9. 10. 25 V 3. 5. 26.

Schwingenflugzeug.

F. 604341. O. J. **Jörgensen.** Procédé et dispositif pour la conformation de pales d'hélices ou autres corps de sections variables. B 6. 10. 25. V 3. 5. 26.

Lehre in Form einer Äquidistanten zum Profil.

F. 604387. J. A. E. **Hébert.** Indicateur de sustentation. B 9. 10. 25. V 3. 5. 26.

Pendelanzeiger.

F. 604389. Soc. An. **Leblanc-Vickers.** Mode de construction des hélices. B 9. 10. 25. V 3. 5. 26.

Der Schraubenflügel besteht an der Nabe aus zwei Gurtungen.

F. 604495. M. **Magadini.** Surface portante pour avions. B 2. 1. 25 V 5. 5. 26.

Erhöhungen und Vertiefungen an der Tragdeck-Unterseite.

F. 604639. M. L. **Bramson.** Perfectionnements apportés au contrôle des aéroplanes et appareils analogues. B 4. 9. 25. V 10. 5. 26.

Einrichtung zum Fühlbarmachen des Überziehens am Steuerhebel.

F. 604640. M. L. **Bramson.** Perfectionnements apportés au contrôle des aéroplanes et appareils analogues. B 4. 9. 25. V 10. 5. 26.

Einrichtung zum Fühlbarmachen des Überziehens am Steuerhebel.

F. 604754. J. **Philipp.** Amortisseur pour véhicules automobiles et avions. B 14. 10. 25 V 12. 5. 26.

Druckluft-Stoßdämpfer.

F. 30373. S. W. **Malinowski.** Dispositif pour le changement à volonté de la courbe de la surface de l'aile des avions. Zus. zu 536128. B 9. 12. 24. V 7. 5. 26.

Wölbungsänderung durch Krümmung der oberen und unteren Fläche mittels drehbarer, dem Holm paralleler Achse.

F. 604820. Blériot Aéronautique. Perfectionnements apportés aux dispositifs comprenant deux arbres, dont les axes prolongés se rencontrent et un levier permettant de faire tourner ces arbres de certaines quantités, soit séparément, soit ensemble. B 16. 10. 25 V 14. 5. 26.

Universal-Gelenk für den Steuerhebel.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.



Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

19. Heft | 14. Oktober 1926 | 17. Jahrgang

Helmholtz in seinem Urteil über Flugzeuge und Luftschiffe.

Von R. v. Kehler.

Es gibt Irrtümer, die kaum auszurotten sind, und wenn man es versucht, so verwandelt sich der Erfolg sogar in das Gegenteil. So ist es mir ergangen, und der Irrtum betrifft Helmholtz. Es ist eine immer noch weit verbreitete Ansicht, daß Helmholtz sowohl den Luftschiffen als auch den Flugzeugen die Zukunft abgesprochen habe. Professor Dr. Bendemann sagte hierzu vor 16 Jahren[1]): »Ein bedauerlicher Irrtum wird aus Lilienthals tragischer Geschichte bis heute immer weiter getragen, dessen Bekämpfung vor allem auch außerhalb unseres Kreises ich unser aller Pflicht wissen möchte.« Er führt dann eine Schrift über die Brüder Wright vom Jahre 1909 an, in der es mit Bezug auf die ersten Lilienthalschen Versuche heißt: »Damals war von Staats wegen durch eine besondere Gelehrtenkommission gerade festgestellt worden, daß der Mensch ein für allemal nicht fliegen könne, es war daher sehr begreiflich, daß man diejenigen, welche sich mit dem Flugproblem beschäftigten, direkt für Narren hielt.« Bendemann weist diese Behauptung als unrichtig zurück und stellt dem gegenüber das, was Helmholtz, der Sprecher dieser Kommission vom Jahre 1872, tatsächlich gesagt hat. Trotzdem kann man bis in die Jetztzeit hinein der gleichen falschen Behauptung immer wieder begegnen, und ich nahm daher Gelegenheit, bei der Gedächtnisfeier für Otto Lilienthal am 10. August ds. Js. zu Beginn meiner Ansprache etwa folgendes auszuführen:

»In den ersten Tages des Novembers 1894 waren die Offiziere der damaligen Luftschiffer-Lehranstalt, einer Einladung Otto Lilienthals folgend, Zeugen seiner Flüge von dem für diesen Zweck aufgeschütteten Hügel aus, an dessen Fuße wir hier stehen. Lilienthal gestattete den Besuchern einige Versuchsflüge zu machen, und viere von ihnen, darunter Herr v. Tschudi und ich, machten gern von dieser Erlaubnis Gebrauch und brachten Flüge bis etwa 30 m zustande. Wir waren begeistert davon, unsere Begeisterung wurde jedoch in den darauffolgenden Stunden in der Lehranstalt wieder gedämpft durch die Unterweisung, daß auch diese Erfolge Lilienthals den Menschen der Erfüllung seiner vieltausendjährigen Sehnsucht, fliegen zu können, nicht näher gebracht hätten. Zum Beweise wurde das Zeugnis von Helmholtz angerufen, der den Menschenflug für unmöglich erklärt habe. Erst als bald darauf darauf Hans Bartsch von Sigsfeld in unseren Kreis trat, wurde uns durch ihn bekannt, was Helmholtz wirklich gesagt hatte, nämlich, daß die Muskelkraft des Menschen nicht ausreiche, um ihn mit einem flügelähnlichen Mechanismus in die Luft zu erheben.«

Zu meinem Erstaunen las ich am anderen Tage in dem Bericht einer Tageszeitung, ich hätte gesagt, wenn die Idee Lilienthals nicht schon damals Allgemeingut geworden wäre, so läge das an dem Urteil des Physikers Helmholtz, der kraft seiner Autorität erklärt habe, daß der Menschenflug immer eine Unmöglichkeit bleiben werde. Ein Schreiben, durch das ich den Versuch machte, diese falsche Berichterstattung richtigstellen zu lassen, erreichte infolge einer Kette von widrigen Umständen seine Adresse nicht, und ich verfolgte auch diese Richtigstellung dann nicht weiter in der Annahme, daß inzwischen Gras über diesen Fehler gewachsen sei, und daß es auch kein erhebliches allgemeines Interesse habe, ob mir eine falsche Äußerung in den Mund gelegt worden sei oder nicht. Ich beschränkte mich darauf, einen Aufsatz in den »Luftweg« zu bringen, in dem alles kurz zusammengestellt war, was ich bei Helmholtz über die Luftfahrt hatte finden können.

Meine Annahme, daß der irrige Bericht über meine Worte schnell vergessen sein werde, erwies sich jedoch als falsch, denn vor wenigen Tagen las ich in der Tagespresse einen kurzen Aufsatz »Helmholtz und der Menschenflug«, dem eben diese falsche Berichterstattung zugrunde lag und der, ebenso wie ich es in Wirklichkeit getan hatte, feststellte, welche Stellung Helmholtz tatsächlich zu diesen Fragen eingenommen hatte. Wenn mein Name in diesem Aufsatz auch nicht genannt war, so mußte ich die tadelnden Ausführungen doch als an meine Adresse gerichtet ansehen und namentlich auch den Schlußsatz auf mich beziehen: »Das Ausland tut schon genug, die deutsche Wissenschaft nach Möglichkeit zu schmälern, wir dürfen ihm da nicht noch in die Hand arbeiten, denn es ist ja klar, daß solche Zeitungsnotizen im Ausland mit Wonne aufgegriffen werden.« Es liegt eine gewisse Tragikomik darin, daß ich mit meiner redlichen Absicht das Opfer eines unaufmerksamen oder flüchtigen Berichterstatters geworden bin. Aber es erschien mir daher zweckmäßig, auch an dieser berufenen Stelle nochmals auf das Urteil von Helmholtz über Flugzeuge und Luftschiffe einzugehen, und zwar in einer noch etwas erweiterten Form, als dies im Luftweg schon geschehen ist.

Der große Gelehrte hat sich ausführlich mit Luftfahrtfragen beschäftigt in seiner Schrift »Über ein Theorem, geometrisch ähnliche Bewegungen flüssiger Körper betreffend, nebst Anwendung auf das Problem, Luftballons zu lenken«[1]). In bezug auf Flugzeuge kommt er darin zu folgendem Schluß: »Daraus geht hervor, daß die Größe der Vögel eine Grenze hat, wenn nicht die Muskeln in der Richtung weiter ausgebildet werden können, daß sie bei derselben Masse noch mehr Arbeit leisten können als jetzt . . . . Es erscheint deshalb wahrscheinlich, daß im Modell der großen Geier die Natur schon die Grenze erreicht hat, welche mit Muskeln, als arbeitsleistenden Organen, und bei möglichst günstigen Bedingungen der Ernährung für die Größe eines Geschöpfes erreicht werden kann, welches sich durch Flügel selbst heben und längere Zeit in der Höhe erhalten soll. Unter diesen Umständen ist es kaum als wahrscheinlich zu betrachten, daß der Mensch, auch durch den allergeschicktesten flügelähnlichen Mechanismus, den er durch seine eigene Muskelkraft zu bewegen hätte, in den Stand gesetzt werden würde, sein eigenes Gewicht in die Höhe zu heben und dort zu erhalten.«

In Wahrheit ist Helmholtzs Schlußfolgerung, die übrigens nicht auf irgendwelchen fragwürdigen Anschauungen über den Luftwiderstand beruht, sondern aus Feststellungen über Größenverhältnisse und Kraftaufwand der kleineren und größeren Flugtiere nach einwandfreien Gesetzen der Ähnlichkeitslehre abgeleitet war, heute noch zu sehr bestätigt, wie Bendemann im Jahre 1910 sagte, und wir können ebenso feststellen, daß sie auch heute noch, im Jahre 1926, bestätigt ist. Denn Helmholtz spricht eben nur von Schwingenfliegern und von Muskelkraft und hat bisher auch damit recht behalten, daß ein Schwingenflieger durch Muskelkraft der Menschen nicht zum Fliegen gebracht werden kann.

In bezug auf das Luftschiff bespricht Helmholtz die Versuche von Dupuy de Lôme vom Jahre 1872. Dupuy hatte ein spindelförmiges Luftschiff von rd. 3450 m³ erbaut und ihm mit einer zweiflügeligen Schraube von 9 m Durchm. eine Eigengeschwindigkeit von etwa 2,8 m verliehen. Die Luftschraube wurde durch Menschenkraft, und zwar von 8 Männern, in Drehung gesetzt. Helmholtz stellt fest, daß

[1]) Siehe Zeitschrift des Vereins deutscher Ingenieure, Bd. 54, Nr. 20 vom 14. Mai 1910.

[1]) Monatsberichte der Königlichen Akademie der Wissenschaften zu Berlin vom 26. Juni 1873, siehe Wissenschaftliche Abhandlungen von H. v. Helmholtz, Leipzig, 1882, Bd. I, S. 158.

dies praktische Ergebnis seinen Berechnungen nahehin entsprochen habe und schließt mit folgendem: »In der vorstehenden Berechnung haben wir aber allein Rücksicht genommen auf das Verhältnis zwischen Arbeitskraft und Gewicht, und vorausgesetzt, die Form eines solchen Ballons und seines Motors lasse sich mit den uns gegebenen Materialien herstellen. Hier scheint mir aber eine Hauptschwierigkeit der praktischen Ausführung zu liegen. Denn die aus festen Körpern bestehenden Maschinenteile behalten bei geometrisch ähnlicher Vergrößerung ihrer Lineardimensionen nicht die nötige Festigkeit; sie müssen dicker und deshalb schwerer gemacht werden. Will man aber dieselbe Wirkung mit kleineren Motoren von größerer Geschwindigkeit erreichen, so verschwendet man Arbeit. Der Druck gegen die ganze Fläche eines Motors (Schiffsschraube, Ruder) wächst wie $q^2 r$. Soll dieser Druck, welcher die forttreibende Kraft gibt, unverändert bleiben, so kann man die Dimensionen nur verkleinern, indem man n, also auch die Geschwindigkeiten, wachsen läßt; dann wächst aber auch die Arbeit, wie $q^2 n r$, also proportional n. Man kann also sparsam nur arbeiten mit verhältnismäßig langsam bewegten großflächigen Motoren. Und diese in den nötigen Dimensionen ohne zu große Belastung des Ballons herzustellen, wird eine der größten praktischen Schwierigkeiten sein.« Bemerkenswert ist hierbei auch, daß Helmholtz unter Motoren nicht, wie wir heute, die krafterzeugenden Maschinen verstand, sondern die Fortbewegungsmittel wie Ruder, Schrauben und dgl.

Schon früher hat Helmholtz sich mit diesen Fragen beschäftigt, und zwar in einer Abhandlung »Theoretische Betrachtungen über lenkbare Luftballons«, die sich in den Verhandlungen des Vereins zur Förderung des Gewerbefleißes in Preußen vom November/Dezember 1872 findet. Er entwickelt hierin seine Gedanken über den Luftwiderstand und beginnt mit dem Satze:

»Obgleich wir die Bewegungsgesetze von tropfbaren und gasartigen Flüssigkeiten in Form von Differentialgleichungen ausdrücken können, sind wir doch noch nicht imstande, diese Gleichungen so weit zu integrieren, daß wir daraus den Widerstand berechnen könnten, den Luft oder Wasser einem sich durch sie hin bewegenden Körper von komplizierter Gestalt entgegensetzen.

Die Frage nach der Größe dieses Widerstandes kommt aber sehr wesentlich in Betracht, wenn es sich darum handelt, sei es ein Schiff, sei es einen Ballon zu konstruieren, welche durch Vermittelung irgendwelcher Bewegungsapparate fortbewegt werden sollen. In solchen Fällen gibt der Widerstand der Luft gegen die Ruder, Schaufeln, Schrauben oder andere Bewegungsorgane, die man anwendet, die forttreibende Kraft, derselbe Widerstand gegen den Körper des Schiffes oder des Ballons die widerstehende Kraft. Von dem Verhältnis beider Kräfte zueinander wird schließlich die Geschwindigkeit der Fortbewegung abhängen, die man erreichen kann.«

Er fährt fort:

»Ich will hier zu zeigen versuchen, wie sich mittels eines passenden Gebrauchs der hydrodynamischen Gleichungen die an Schiffen gemachten Erfahrungen auf die entsprechende Aufgabe für die Luft übertragen lassen,« und entwickelt dann auf rein mathematischem Wege eine Luftwiderstandsformel. Irgendwelche praktische Folgerungen für die Möglichkeit, Luftfahrzeuge zu schaffen, werden in dieser Abhandlung nicht gezogen. In seiner Schrift »Über ein Theorem usw.« greift jedoch Helmholtz auf diese ersten theoretischen Betrachtungen, mehrfach mit denselben Worten, zurück und wendet sie, wie wir gesehen haben, nun schon auf das praktische Beispiel des Luftschiffes an. Die Bezeichnung »Luftschiff« kennt er natürlich noch nicht — ebensowenig wie die Bezeichnung »Flugzeug« — er spricht nur von »Ballons« oder »lenkbaren Luftballons«. Es hat ja auch lange genug gedauert, bis sich der Begriff »Luftschiff« eingebürgert hat, und auch jetzt liest man noch hin und wieder »lenkbares Luftschiff« oder »Lenkluftschiff«, wobei dieser Hinweis auf die Lenkbarkeit gänzlich überflüssig ist. Denn die Lenkbarkeit ist nur eine Folge der Eigenbewegung, die dem Begriff »Schiff« ohne weiteres eignet im Gegensatz zum Floß. Aber kehren wir zu Helmholtz und seinen Theorien zurück.

Während er in bezug auf das Flugzeug die Möglichkeit eines maschinellen Antriebs nicht erwähnt, so zieht er einen solchen für Luftschiffe in Betracht. Er geht davon aus, daß Dampfer damals an Geschwindigkeit als maximum 21 km in der Stunde erreicht hatten, nachdem er vorher den Satz aufgestellt hat: »Solange also nicht leichtere Maschinen angewendet werden können (die Kohlenvorräte mit eingerechnet) wird die Geschwindigkeit eines so vergrößerten Schiffes über eine gewisse Grenze hinaus auch nur in einem geringeren Verhältnis wachsen können, als das der Quadratwurzel aus der Vergrößerung der Lineardimensionen ist.« Wir sehen also, daß Helmholtz selbst schon auf das Mittel hingewiesen hat, das alle seine bisherigen Berechnungen und Beurteilungen umstoßen würde, nämlich auf die Entwicklung einer leichteren Kraftquelle.« Er fährt dann fort: »Wären wir also imstande, eine Schiffsmaschine von demselben Gewicht aber größerer Arbeitsleistung zu bauen als die bisherigen, so würden wir auch größere Geschwindigkeiten erreichen können. Mit einem solchen, bisher freilich noch nicht konstruierten Schiffe, müßten wir den Ballon vergleichen, um eine hinreichende Ausnützung der ihm mitgegebenen Kraftmaschine zu erreichen.« Allerdings würde es sich dann um »kolossale« Ballons handeln, deren lineare Dimensionen etwa 3½ mal größer seien als die des untergetauchten Teiles eines großen Linienschiffes, und der Leuchtgasballon würde 60220 kg wiegen, während der von Herrn Dupuy de Lôme nur 3799 kg gewogen habe. Er kommt zu dem Ergebnis, daß bei einem Wasserstoffballon mit seinen günstigeren Verhältnissen »beinahe das 1½fache« der bisher erreichten Geschwindigkeit eines Kriegsdampfers erzielt werden könne, und daß diese Geschwindigkeit ausreichen würde, um langsam gegen eine »frische Brise« vorwärts zu gehen. Das »beinahe 1½fache« von den vorher genannten 21 km Dampfschiffsgeschwindigkeit in der Stunde sind aber rund 30 km in der Stunde = etwas über 8 m in der Sekunde, und mit einer Eigengeschwindigkeit von etwa 8 m in der Sekunde hat 28 Jahre später die deutsche Luftfahrt angefangen.

Bis zu seinem am 8. September 1894 erfolgten Tode hat Helmholtz nur noch zweimal zu Luftfahrtfragen Stellung genommen — wenigstens habe ich sonst nichts finden können—, einmal in einem Bericht vom 1. März 1878, und einmal in einer Äußerung vom 9. März 1894 an die Kommission, die zur Prüfung der Vorschläge des Grafen Zeppelin eingesetzt war. An beiden Stellen bezieht er sich auf seine Schrift vom Jahre 1873, wiederholt, daß man mit hinreichend großen Ballons auch ganz ausreichende Geschwindigkeiten würde erreichen können, und betont, daß durch alle späteren Erfahrungen, von denen er gehört habe, seine damaligen Darlegungen bestätigt worden seien. Allerdings sagt Du Bois-Reymond in seiner Gedächtnisrede auf Helmholtz in bezug auf das oben angeführte Urteil über den Menschenflug: »Neuere Versuche von Herrn S. P. Langley und Herrn O. Lilienthal über den Luftwiderstand wenig geneigter ebener Flächen bei starker horizontaler Bewegung lassen jedoch diesen Schluß vorläufig noch als nicht ganz unbedenklich erscheinen.« Ich kann dem aber nicht zustimmen, denn der Schluß, den Helmholtz gezogen hat, wird durch die Versuche Langleys und Lilienthals gar nicht berührt. Hier handelt es sich um die Ausnützung von Drachenflächen, und Helmholtz hat von einem Flügelmechanismus gesprochen. Ich kann nur annehmen, daß Du Bois-Reymond weniger den Schluß im Sinne gehabt hat, den Helmholtz selbst gezogen hatte, als das, was Flüchtigkeit und Gedankenlosigkeit daraus gemacht hatten. Was Helmholtz gesagt hat, ist und bleibt richtig, und sei noch einmal dem Sinne nach kurz zusammengefaßt:

1. die Muskelkraft des Menschen reicht zum Fliegen nicht aus,
2. mit einem Luftschiff sind ausreichende Geschwindigkeiten zu erzielen.



Wenn Helmholtz länger gelebt hätte, so würde er seine Berechnungen auch auf die neue Lage ausgedehnt haben, die durch die Entwicklung, oder auch schon durch die inzwischen vorauszusehende Entwicklung des Explosionsmotors zu einer leichten Kraftquelle geschaffen war, und würde die Möglichkeiten gezeigt haben, deren Bewahrheitung wir alle erlebt haben und noch weiter erleben werden.

Flugwetterberatung.

Von Dr. H. Noth, Leiter der Flugwetterwarte Berlin.

In den letzten Jahren hat die Fliegerei dank der Entwicklung des Verkehrsflugwesens wieder einen erfreulichen Aufschwung genommen. Von vielen Seiten wird ihr regstes Interesse zuteil, alle irgendwie interessierten Stellen suchen sich in Erkenntnis der Zukunftsmöglichkeiten des sich mit Wucht hochdrängenden neuen Verkehrsmittels rechtzeitig ihre Einflußsphäre zu sichern. Nun ist es gerade der Meteorologe, den sein Arbeitsfeld mit Naturnotwendigkeit von selbst in die Fliegerei hineindrängt, ist er doch derjenige, der die Hilfsmittel zur Erkennung und Vermeidung der hauptsächlichsten Gefahrmomente, die das Luftmeer der Fliegerei noch entgegenstellt, zur Hand hat, ist doch gerade durch die Verkehrsfliegerei dieser Wissenschaft einerseits ein neues Arbeitsgebiet geschaffen worden, anderseits aber eine ganze Menge von Quellen neuer Erkenntnisse erschlossen worden. Es ist deshalb eigentlich verwunderlich, daß in den meteorologischen Fachzeitschriften zu diesen Fragen noch recht selten Stellung genommen worden ist. Die Gründe für diese Vernachlässigung liegen einmal in der Neuheit des Stoffes, der in der schnellen Entwicklung keine Atempause aufkommen läßt und noch der Klärung bedarf, dann aber auch in der starken dienstlichen Inanspruchnahme der mit der Flugberatung betrauten Meteorologen, die keine Zeit zu anderweitiger Betätigung übrig ließ. Es sei gestattet, hier einiges nachzuholen:

I. Aufgabe der Flugberatung: Zweierlei Aufgaben sind ihr gestellt. Zum ersten soll sie vor drohenden Gefahren warnen, zum zweiten aber den günstigsten Weg und die günstigste Höhe angeben.

Die Hauptgefahren, die noch immer den Flieger bedrohen, sind Nebel, Gewitter und Orkane. Stürme bis zu etwa 25 m/s sind, soweit sie nicht gerade starke Böen enthalten, nahezu ungefährlich.

II. Methode und Organisation der Flugberatung. Es ist das Verdienst von Geheimrat Hergesell mit Hilfe seiner Mitarbeiter Dr. F. Herath und Dr. K. Keil unter verständnisvoller Unterstützung des Reichsverkehrsministeriums die gesamte Organisation der Flugberatung tatkräftig in die Hand genommen zu haben. Nach dieser von dem Observatorium Lindenberg ausgearbeiteten und geleiteten Organisation stützt sich die Flugberatung auf fünf Nachrichtenquellen:

1. Die allgemeine Übersicht über die Wetterlage, gewonnen auf Grund der auch im landwirtschaftlichen Wetterdienst gebrauchten Wetterkarten,
2. die Detailmeldungen der Beobachter auf der Flugstrecke,
3. die Gefahrenmeldungen beim Auftreten gefährlicher Witterungserscheinungen,
4. die Höhenwindmessungen,
5. die Höhentemperaturmessungen mit Angabe der Sperrschichten.

Zu 1. Die Wetterberatung des Fliegers stellt in einer Art größere, in anderer Art geringere Anforderungen an den Meteorologen als der landwirtschaftliche Wetterdienst. Hier soll das Wetter prognostiziert werden, das ein sich bewegendes Flugzeug gegenüber dem sich bewegenden und dabei fortdauernd umändernden Wetter antrifft, wobei noch die orographischen Verhältnisse des überflogenen Geländes sowie die Verteilung von Land und Wasser berücksichtigt werden müssen. In dieser Hinsicht sind die Anforderungen größer. Im Hinblick darauf, daß die Laufzeit der Prognosen nur wenige Stunden beträgt und daß für diese Prognosen ein sehr reichhaltiges Material vorliegt, sind die Prognosen wieder etwas erleichtert und gewinnen auch ganz wesentlich an Treffsicherheit, zumal die stündlich von Lindenberg ausgestrahlten Sammelmeldungen einen dauernden Kontakt mit der Wetteränderung ermöglichen.

Zu 2. Vor jedem Flug melden eine oder mehrere Poststationen der Flugstrecke das augenblickliche Wetter an die Startstelle. Durch diese Meldung wird ein frischer Einblick in die Entwicklung der Witterung getan, häufig werden Erscheinungen, die in der großen Wetterkarte nicht oder nur undeutlich festzustellen waren, erfaßt.

Zu 3. Sichthindernde starke Schnee-, Graupel- oder Hagelfälle, Nebel, dann aber auch Gewitter und Böen werden wieder von anderen Stationen bei ihrem Auftreten und Verschwinden gemeldet. Auf diese Art wird das Netz derartig verengt, daß nur äußerst selten eine wesentliche meteorologische Erscheinung der Kenntnis der beratenden Flugwetterwarte bzw. der Zentrale entgeht. An Tagen mit Gewitter- und Böenfronten ist alsdann der Dienst an den Flugwetterwarten ganz besonders interessant, da ununterbrochen Meldungen einlaufen, die das Fortschreiten der Fronten erkennen lassen.

Zu 4. Die Höhenwindmessungen geben Anhaltspunkte über die Schichten, in denen das Flugzeug für seine Flugrichtung die günstigsten Windverhältnisse antrifft.

Zu 5. Aus den Höhentemperaturmessungen lassen sich ausgezeichnete Anhaltspunkte über die Lage der Sperrschichten mit ihrem bedeutenden Einfluß auf die durch die thermischen Vertikalströmungen bedingten Fall- und Steigböen gewinnen. An warmen Sommertagen hören die manche Fluggäste so unangenehm berührenden vertikalen Beschleunigungen über der Inversion auf. Aus den Höhentemperaturen kann der Flieger des weiteren noch Anhaltspunkte gewinnen über das Verhalten seines gegen die Außentemperatur empfindlichen Motors, er kann den Kühler unter Umständen stärker abdecken lassen oder auch die Kühlerklappen weiter öffnen.

Es war nun von wesentlicher Bedeutung zu erfahren, welche Erfahrungen die Flieger mit der Flugberatung an Hand des oben geschilderten Systems gemacht haben, und welche Wünsche von seiten der Flugzeugführer, die ja täglich viele Hunderte von Kilometern in dem Luftmeer zurücklegen, noch bestehen. Da in Berlin eine sehr große Zahl von Flugzeugführern ihren festen Wohnsitz hat, da hier ferner die Zentralstellen der Luftverkehrsfirmen, der Flugzeugführervereinigung und der sonstigen am Luftverkehr interessierten Organe am Platze sind, faßte die Flugwetterwarte Berlin-Tempelhof es als ihre Aufgabe auf, die Interessenten in der flugarmen Zeit in der Form eines Kolloquiums zu einer Besprechung dieser Fragen zu vereinigen. In den Monaten Januar und Februar ds. Js. wurden so auf dem Zentralflughafen Berlin im ganzen von Dr. Hebner und dem Verfasser sieben Besprechungen abgehalten, deren Zustandekommen von den Beteiligten lebhaft begrüßt wurde, so daß sie sich lebhaften Besuchs erfreuen konnten. Im folgenden sollen die hauptsächlichsten Ergebnisse des Kolloquiums festgehalten werden. Weiterhin sollen einige interessante meteorologische Beobachtungen, die gelegentlich der Besprechungen bekannt wurden und zum großen Teil von Flugzeugführern, zum kleineren Teil auch von mitfliegenden Meteorologen gemacht wurden, mitgeteilt werden.

1. Die Flugberatung hat sich im ganzen betrachtet gut bewährt. Fehlschläge kommen vereinzelt vor. Dieselben sind zurückzuführen zum Teil auf die Schwierigkeit der Materie, zum Teil auf das wegen der schnellen Entwicklung noch nicht genügend eingeschulte Personal, zum Teil auf technische Mängel (z. B. Versagen des oberirdischen Telephon- und Funknetzes bei Stürmen oder Gewittern).

2. Es gibt vielerorts Gebiete, die sehr starke Neigung zur Ausbildung von Dunst oder Nebel ganz außerhalb der



normalen durch die Wetterlage gegebenen Verhältnisse aufweisen. Dies scheint besonders dort vorhanden zu sein, wo Rauchbildung von Städten oder Industriegebieten sich mit der von Wäldern ausgeatmeten Feuchtigkeit mischt, zur Kondensation also die beiden Vorbedingungen — Kondensationskerne und hohe relative Feuchtigkeit — gegeben sind. Als Ergebnis der Besprechungen wurden von den Flugzeugführern für alle Flugstrecken solch kritische Punkte angegeben, die bei der Organisation der Wettersicherung 1926 besonders berücksichtigt wurden. Die Angaben verschiedener Führer über dieselben Strecken wurden verglichen und eine ausgezeichnete Übereinstimmung festgestellt. Als solch charakteristische Nebelgebiete seien aus dem Beratungsgebiet von Berlin genannt die Gegend um Düben (bei Leipzig), um Boizenburg (an der Elbe) und um Gardelegen. Stärkerer Wind, der sonst die Nebelbildung behindert, fördert sie hier oft, anscheinend dadurch, daß die mit ihm verbundene mechanische Turbulenz die Durchmischung der teils mit Feuchtigkeit, teils mit Kondensationskernen beladenen Luftschichten begünstigt.

3. Über Wäldern der Ebene sind oft sehr tiefe Wolken zu beobachten, die sich trotz der Windbewegung über denselben behaupten, in Luv neu bilden, in Lee verschwinden. Diese Erscheinung dürfte in Zusammenhang mit den unter 2. besprochenen Verhältnissen stehen, zum Teil aber auch auf den Reibungsaufwind (siehe darüber die Ausführungen von W. Georgii über Reibungsaufwind an Küsten, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiff.) zurückzuführen sein. Ein über flachem Gelände mit wenig Reibung ankommender Luftstrom erfährt an Wäldern eine energische Bremsung, so daß dort eine Luftstau entsteht, über welche die mit unverminderter Geschwindigkeit nachströmende Luft emporsteigen muß. In sehr guter Übereinstimmung damit stehen auch die Beobachtungen von Prof. Fischer (Berlin), der fand, daß über Wäldern mehr Niederschlag fällt als außerhalb derselben.

4. Vertikalbewegungen von großer Geschwindigkeit kommen in der Atmosphäre in ausgedehntem Maße vor, oft im Sommer bei wolkenlosem Himmel, hauptsächlich aber vor Böen und Gewittern. Geschwindigkeiten von 50 m/s dürften wohl überschätzt sein. doch wurden von Fliegern, die im Kriege mit Kampfflugzeugen in 5 Minuten auf 2000 m gestiegen waren, die Geschwindigkeiten als unvergleichbar größere angegeben. Beschleunigungen, die die Erdbeschleunigung bei weitem übertreffen, werden von jedem Flieger häufig beobachtet. Da gerade diesen großen Vertikalbewegungen gegenüber große Bedenken geäußert wurden, versuchten einige Flugzeugführer genauere Unterlagen für die Beobachtungen sich zu verschaffen. Daraufhin beobachtete Flugzeugführer Hucke am 4. Mai ds. Js. bei Coswig a. d. Elbe, daß seine Maschine innerhalb von 5 Sekunden um 200 m gehoben wurde. Die Höhendifferenz wurde dabei am Höhenmesser, die Zeit durch Zählen festgestellt. Es herrschte leichte Cu-Bewölkung bei schwachem Südostwind. Die Zeit, 1 Uhr nachmittags, fällt in die Zeit der stärksten Sonnenwirkung.

5. Es wird oft beobachtet, daß bei einer geschichteten durchbrochenen Wolkendecke tiefe Wolken nur da anzutreffen sind, wo die hohen fehlen. Es hat den Anschein, als sei eine geschlossene Decke in mehrere Stücke zerschnitten, die alsdann in verschiedenen Niveaus aufgehängt werden, so daß Ausbiegungen oben sich mit Einbiegungen unten decken. Diese Beobachtung wurde von vielen Flugzeugführern, außerdem von Dr. Loewe an der Aufstiegstelle Staaken und dem Verfasser gemacht.

6. In der Atmosphäre wurden auch über Mitteleuropa vom Flugzeug aus Luftspiegelungen beobachtet.

7. Über Industriegebieten und Fabrikstädten erstreckt sich die Dunst- und Rauchschicht auch im Winter oft über 3000 m hoch. Bei den um diese Zeit oft recht starken Bodeninversionen muß der Austausch durch mechanische Turbulenz nach oben erfolgen.

8. Es wurde ein Fall beobachtet, in dem sich Bodennebel in schräg geneigter Ebene auf große Entfernung hin bis auf 2000 m hob. (Beobachter Flugzeugführer Leopold.)

9. In zwei Fällen wurde beobachtet, daß unterkühlter Regen sich als Eis an das Flugzeug an sämtlichen Teilen festsetzte und es mit einer mehrere Zentner schweren Kruste überzog. Da auch die Düse des Fahrtmessers verschlossen wurde, ging der Zeiger auf 0 zurück, so daß die Relativgeschwindigkeit der Maschine zur Luft nicht mehr kontrolliert werden konnte. Schließlich wurden die Maschinen infolge der Profilveränderung und der Belastungszunahme gezwungen, notzulanden. (Berichte der Flugzeugführer Zellmann und Hucke.) Die Beobachtung mahnt zur Vorsicht beim Fliegen in unterkühltem Regen. Für den Fall, daß die Vervollkommnung der Navigationsinstrumente ein längeres Fliegen auch in Wolken gestattet, ist damit zu rechnen, daß bei starker Anreicherung mit Feuchtigkeit bei Temperaturen unter 0° ein schneller Ansatz von Eis oder Rauhreif an die Maschine dieselbe schwer belastet, das Profil stark verändert, die Betätigung der Steuerorgane erschwert und einen Teil der Navigationsinstrumente außer Betrieb setzt.

10. In der Höhe wird oft Regen beobachtet, der nicht bis zum Boden gelangt, sondern unterwegs wieder verdunstet. Auf diese Art werden tiefere Luftschichten mit Feuchtigkeit angereichert, die schließlich bis zur Sättigung führt. Bei weiterem Durchfall von Regen tritt eine geringe Abkühlung, die präfrontale Regenabkühlung, ein, die alsdann in tieferen Schichten zur Kondensation und damit zur Wolkenbildung führt. Die günstigsten Stellen zu dieser Art Wolkenbildung sind dann die Inversionsschichten. So dürfte sich wohl vielfach die Entstehung der tiefhängenden Regenwolken, die ohne merkbaren Kaltlufteinbruch vor der Front sich bilden, zwangslos erklären lassen. In einer Arbeit von Dr. K. Schneider, die demnächst in den Berichten des Observatoriums Lindenberg erscheinen wird, werden nach mündlichen Mitteilungen, die ich dem Verfasser verdanke, ähnliche Beobachtungen mitgeteilt werden.

Silumin im Flugmotoren- und Flugzeugbau.

Von H. Ehlermann.

Während des dritten Internationalen Luftfahrtkongresses referierte de Fleury über die Verwendung von Silumin (Alpax) im Flugmotoren- und Flugzeugbau. Nach Ansicht von de Fleury hat die rasche Einführung von Leichtmetall folgende drei Ursachen:

1. Die Notwendigkeit, das Totgewicht der Flugzeuge um jeden Preis herabzusetzen,
2. die Erhöhung der Drehzahl der Motoren und die Notwendigkeit der Verringerung der hin- und hergehenden Massen,
3. die Verbesserung des thermodynamischen Zustandes der Motoren durch Verwendung von Leichtmetallen, die die Wärme gut leiten.

I. Die Verringerung der Totlast.

Es leuchtet ohne weiteres ein, daß die Verminderung der Totlast um 1 kg die Zuladungsfähigkeit um 1 kg heraufsetzt. Eine Berechnung ergibt den je kg Nutzlastvermehrung gestatteten Aufwand zu M. 50.

Nachdem de Fleury auf das Prinzip »Geringe Wandstärken, starke Verrippung« hingewiesen hat, unterzieht er die einzelnen Bauteile einer näheren Betrachtung.

Der Name Gehäuse dürfe nicht darüber hinwegtäuschen, daß es sich nicht um einfache Umhüllungen, sondern um wirkliche Bauwerke handle, die nach dem genannten Prinzip vibrations- und torsionsfest zu gestalten seien; das augenblicklich vielfach angewandte Blocksystem komme dieser Forderung entgegen, wie die Bréguet-Gehäuse aus Silumin zeigten.

Bei den Zylindern soll nicht nur das teure Verfahren des Anschweißens der Kühlmäntel verlassen werden, und es sollen an ihre Stelle vollständig mit Wasserkammern gegossene Zylinder treten, sondern es sollen auch diese Zylinder zum Block vereinigt werden, um dem ganzen eine größere Steifigkeit zu geben. Abgesehen davon, daß Silumin die einzige Legierung sei, die derartige Gußstücke ermögliche, sei sie auch noch 10 vH leichter als die übrigen Legierungen.

Schließlich wird darauf hingewiesen, daß auch die Anlaufräder der Brèguet-Flugzeuge neuerdings aus Silumin hergestellt seien, beispielsweise sei der Flug von Pelletier d'Oisy nach Indochina mit solchen Rädern durchgeführt worden.

II. Erleichterung der bewegten Teile.

Mit der Steigerung der Drehzahl vermindert sich das Zylindervolumen, mit dem die gleiche Leistung abgegeben werden kann, aber die mechanischen Verluste nehmen zu, proportional dem Gewicht der bewegten Massen und dem Quadrat ihrer Geschwindigkeit. Trotzdem der Drehzahlsteigerung durch die Rücksicht auf die Schraubendrehzahl temporäre Grenzen gezogen sind, die vielleicht schon bald verlassen werden können (Anm. d. Ref.: Inzwischen eingetreten. In Amerika haben sich Metallpropeller System Reed ausgezeichnet bewährt, deutsche Lizenz: Metallbank, Frankfurt), interessiert die Gewichtsverringerung doch sehr, und man kann gegenüber dem bisherigen Kurbeltrieb aus Aluminiumkolben und Stahlpleuelstangen eine Gewichtsverringerung von 33 vH erzielen, wenn man Magnesiumkolben und Duraluminstangen verwendet. Von de Fleury wird nachgewiesen, daß die Ersparnis von 1 kg im Triebwerk mit ca. M. 130 bewertet werden kann.

III. Verbesserung des thermodynamischen Zustandes.

Man hat festgestellt, daß man das Kompressionsverhältnis wesentlich heraufsetzen kann, wenn man die Ursachen der Frühzündungserscheinungen beseitigt. Diese Frühzündungen sind sehr häufig auf heiße Stellen oder Zonen der Explosionsräume zurückzuführen. Die Vorteile gut gekühlter Kammern sind folgende:

1. Saubere Oberflächen. Geschwärzte und verkohlte Stellen sind ein Zeichen der infolge hoher Temperatur erfolgten Spaltung des Brennstoffes, wodurch eine gute Ausnutzung des Brennstoffs verhindert wird. Verursacht wird diese Erscheinung häufig durch zu dünne Kolbenböden, die die Wärme nicht abzuleiten vermögen.
2. Steigerung der Kompression, wobei gleichzeitig die Störungen bei der Vergasung im Zylinder und die Veränderungen der Schmierfähigkeit des Öls vermieden bleiben.
3. Geringeres Spiel der Kolben, ermöglicht durch die niedrigere Kolbentemperatur, vermeidet das Klappern der Leichtmetallkolben im kalten Zustand und vermindert den Ölverbrauch. Siluminkolben mit dickem Boden arbeiten mit gleichem Spiel wie Gußeisenkolben.
4. Leistungssteigerung wird erzielt nicht allein durch den besseren thermodynamischen Wirkungsgrad infolge Kompressionserhöhung, sondern auch durch verbesserte Aufladung, da das Gemisch bei Eintritt in den Zylinder sich weniger ausdehnt.

Durch eine große Zahl hauptsächlich deutscher und amerikanischer Untersuchungen ist festgelegt, daß die Wärme durch Leitung durch den Teil des Kolbenbodens abgeführt wird, der Kontakt mit dem Zylinder hat. Da man Herr über die Ausbildung dieses Bodens ist, muß man dafür sorgen, daß die einzelnen Zylinderflächen, die die Wärme bei ihrem Abfluß von der Kolbenmitte nach dem Kolbenrand zu durchlaufen hat, ausreichend bemessen sind unter Berücksichtigung der spezifischen Leitfähigkeit des Materials und unter Anwendung einer möglichst geringen Materialmenge.

Die Kolbenkonstruktion darf aber keine besonders leichte sein, im Gegenteil, es müssen Kolben mit starkwandigem Boden verwendet werden, was bei Bemessung des Kurbeltriebs zu berücksichtigen ist, ebenso sind die Auseinandersetzungen unter II daraufhin nachzuprüfen.

Kühlmäntel aus Silumin. Aus den gleichen Gründen, wie oben entwickelt, hat man Wert darauf gelegt, auch Kühlmäntel aus Metallen herzustellen, die die Wärme gut leiten. Während man aber früher hierzu Kupfer wählte, hat das Haus Schneider-Creuzot neuerdings aus Silumin gegossene Mäntel hergestellt, die mit dem Zylinder zu einem Stück vereinigt sind und damit sehr gute Erfahrungen gemacht. Insbesondere ist damit eine bessere Kühlung der Ventilsitze erreicht worden, wobei die Sitze selbst aus Aluminiumbronze hergestellt und in das Silumin eingegossen waren. Der Motor hat sehr zufriedenstellend gearbeitet und einen außerordentlich niedrigen Brennstoffverbrauch gezeigt.

Die Berechnung einseitig eingespannter, zweistieliger Rahmenrostträger unter Berücksichtigung einer beliebigen Rippenanzahl sowie veränderlicher Trägheitsmomente.

Von F. Graatz, Berlin.

Übersicht.

Unter Zugrundelegung der Theorie statisch unbestimmter Systeme führten Ballenstedt[1]) und nachträglich Thalau[2]) die Berechnung einseitig eingespannter Trägerroste geringer Rippenanzahl durch. Ausführlich behandelt worden ist der Fall nur einiger, die Stielenden verbindender, biegungssteifer Rippen. Es ist der Beweis geführt worden, daß diese Endrippen den größten Teil der gegenseitigen Stielentlastung herbeiführen, letzteres allerdings unter Voraussetzung genügend biegungs- und torsionssteifer Stielenden.

Eine von Biezeno, Koch und Koning[3]) durchgeführte Berechnung des zweistieligen freitragenden Verbundträgers, beruht auf Lösung von Differentialgleichungsansätzen, diese aufgestellt für den Grenzzustand unendlich vieler Rippen, unter Vernachlässigung der Rippentorsionsfestigkeit, sowie Voraussetzung einer starren Endeinspannung. Die Lösung der Differentialgleichungen für den Fall veränderlicher Querschnittsbemessung führt zu verhältnismäßig umständlichen Reihenentwicklungen.

Von Reißner[4]) ist der Verbundträger, bei Gleichsetzung der Biegungs- und Torsionssteifigkeit für Vorder- und Hinterstiel, unter Zugrundelegung konstanter Maximalbiegungsspannungen und konstanter Belastungen p, für den Grenzzustand unendlich vieler Rippen, mit Hilfe von Differentialgleichungen, behandelt worden. Es ist wohl möglich über eine gewisse Längenausdehnung des Stieles konstante Biegungsspannungen einzuhalten, zum freien Stielende jedoch fällt normalerweise die Spannung stark ab, da einerseits aus rein konstruktiven Erwägungen heraus die Querschnittsbemessung hier stärker ausgeführt werden muß als

---

[1]) Ballenstedt, Der Einfluß der Spante auf die Festigkeit der Holme. T. B. der Flugzeugm. 1917/18, Bd. 3, S. 100—111.

[2]) K. Thalau, Zur Berechnung freitragender Flugzeugflügel. Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftsch. 1924, S. 103/109; 1925, S. 80—87.

[3]) B. Biezeno, I. J. Koch, C. Koning, Über die Berechnung von freitragenden Flugzeugflügeln, Zeitschr. f. angew. Mathematik und Mechanik 1926, S. 97/105.

[4]) H. Reißner, Neuere Probleme aus der Flugzeugstatik, Zeitschr. f. Flugtechnik und Motorluftsch. 1926, S. 181/185.

rechnerisch erforderlich, andererseits aber auch statische Erwägungen für eine Überdimensionierung sprechen, da mit zunehmender Biegungs- und Torsionssteifigkeit der Stielenden die gegenseitige Stielentlastung wächst.

Bemerkenswert ist die Berücksichtigung der elastischen Deformation des zwischen den Auflagern gelegenen Mittelstücks.

In vorliegender Arbeit ist der einseitig eingespannte, zweistielige Rahmenrostträger für den Fall beliebiger Rippenanzahl, unter Berücksichtigung veränderlicher Rippen- und Holmträgheitsmomente, behandelt und der gesamte Stabzug als im Raum biegungs- und torsionssteif angenommen worden. Die Allgemeinheit der Berechnung hat, durch Voraussetzung gleicher Querschnittsveränderlichkeit beider Stiele, eine Einschränkung erfahren. Die Berechnung, für den Fall voneinander abweichender Querschnittsbemessung, behält sich der Verfasser vor in einem nachfolgenden Aufsatz zu bringen.

Die Behandlung des Problens erfolgt durch gleichzeitige Anwendung einerseits der Theorie statisch unbestimmter Systeme, unter besonderer Berücksichtigung des Prinzips der virtuellen Verrückungen, sowie andererseits der Differenzenrechnung. An Hand der Berechnung ist es möglich, ohne unterschiedlichen Arbeitsaufwand den Fall weniger, sowie vieler Rippen zu untersuchen. Das Verfahren gestattet ferner eine weitgehende Anpassung an die tatsächlich vorhandene Querschnittsveränderlichkeit des Verbundkörpers und führt zu Spannungsermittlungen, die den wirklichen sehr nahe kommen.

Allgemein theoretische Behandlung des Rahmenrostträgers.

Einseitig eingespannte Rahmenrostträger werden im Flugzeugbau oft angewandt. Es handelt sich hier vornehmlich um die Gerippe sog. freitragender Flugzeugflügel. Die hochgradige Unbestimmtheit dieser Tragwerke führt zur Anwendung besonderer Rechenverfahren.

Die hier an Hand von linearen Differenzengleichungen entwickelten Lösungen für gewisse, im Flugzeugbau wichtige Belastungsfälle gelten streng im Falle konstanter, dagegen angenähert im Falle veränderlicher Querschnittsabmessungen. Der Genauigkeitsgrad der angenäherten Lösungen ist eine Funktion des mehr oder minder genau fixierten Trägheitsmomentenverlaufs im Bauwerk.

Der Rahmenrostträger möge aus im Raume biege- und torsionssteifen Stabzügen bestehen. Der statischen Struktur nach ist er $6 \cdot n$-fach statisch unbestimmt, wenn man unter n die Anzahl der Rippen versteht. Für die Wahl eines statisch bestimmten Hauptsystems sind die Symmetrieverhältnisse des Rahmenrostes maßgebend. Es werden $6 \cdot n$ ebene Gelenke eingeführt und so eingeordnet, daß je zwei Gelenke in den Stielen über jedem Riegelanschlußknoten, sowie zwei in jeder Riegelmitte zu liegen kommen.

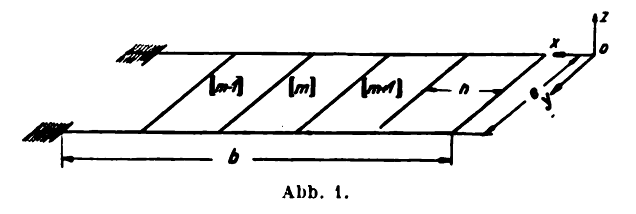


Abb. 1.

Bezieht man das Tragsystem auf ein räumliches rechtwinkliges Koordinatensystem, so liegen die Gelenke im ersten Fall in der $x \cdot y$- und $z \cdot y$-Ebene, im zweiten Fall in der $x \cdot y$- und $x \cdot z$-Ebene. Die unbestimmten Größen sind die in diesen Gelenken am statisch unbestimmten System wirkenden Momente M_{1_m}, M_{2_m} und M_{3_m} in der $x \cdot y$-Ebene, $\overline{M_{1_m}}$ und $\overline{M_{2_m}}$ in der $z \cdot y$-Ebene und $\overline{M_{3_m}}$ in der $x \cdot z$-Ebene.

Als positive Drehrichtung der Momente M_{1m}, M_{2m} und M_{3m} wird die Drehung im Sinne des Uhrzeigers eingeführt, wirkend am linken Ende einer Scheibe. Der Augenpunkt ist, dem freien Ende zugewandt, über der $x \cdot y$-Ebene des m-ten Faches zu setzen.

Die positive Drehrichtung der Momente $\overline{M_{1_m}}$ $\overline{M_{2_m}}$ $\overline{M_{3_m}}$ wird ebenso wie oben festgelegt.

Der Augenpunkt wird senkrecht über der jeweils zu betrachtenden Momentenwirkungsebene, in den Riegelstielknoten des m-ten Faches angenommen.

Die statisch unbestimmten Größen werden zu Gruppengrößen zusammengefaßt. Die Gruppenzusammensetzung ist aus nachstehender Matrix ersichtlich.

	Y_{a_m}	Y_{b_m}	Y_{c_m}	Y_{d_m}	Y_{e_m}	Y_{f_m}
M_{1_m}	$+1$	$+1$				
M_{2_m}	$+1$	-1				
M_{3_m}			$+1$			
$\overline{M_{1_m}}$				$+1$	$+1$	
$\overline{M_{2_m}}$				$+1$	-1	
$\overline{M_{3_m}}$				$+\frac{2}{a}$		$+1$
$\overline{M_{3_{m-1}}}$						-1

Matrix I.

Momentenflächen inf. Biegung in der XY-Ebene

Abb. 2a.

Momentenflächen inf. Torsion / Biegung in den ZX und ZY Ebenen.

Abb. 2b.

In Abb. 2a b sind die Momentenflächen der virtuellen Belastungszustände angegeben. Belastungsfälle aus senkrechten und wagrechten Kräften können einer getrennten, voneinander unabhängigen Lösung unterzogen werden.



Es sollen nunmehr Elastizitätsgleichungen entwickelt werden für den Fall gleicher Veränderlichkeit der Trägheitsmomente innerhalb beider Stiele. $s_{h_m} = \frac{1}{I_{h_m}}$ möge den auf die Einheit bezogenen Trägheitsmomentenverhältniswert im m-ten Fach bezeichnen. Für die Veränderlichkeit dieses Verhältniswertes wird nachfolgendes mathematisches Gesetz getroffen[1]):

$$s_{h_m} = K_1 \cdot z^m.$$

$K_1 \cdot z$ sind konstante Zahlen:

$$K_1 = s_{h_0}$$

$$z = \sqrt[n]{\frac{s_{h_n}}{s_{h_0}}},$$

wobei s_{h_0} und s_{h_n} die Trägheitsmomentenverhältniswerte des o-ten bzw. des n-ten Faches bedeuten.

Durch diese mathematische Reihe ist der kontinuierliche Verlauf des Trägheitsmomentes innerhalb des Bauwerks festgelegt. Im großen ganzen wird die Berücksichtigung der beiden Randträgheitsmomente genügen, um einen, den wahren Verhältnissen nahekommenden Verlauf des Gesamtträgheitsmomentes zu erreichen. Will man jedoch genauer rechnen, so steht nichts im Wege, einen dritten, in der Mitte des Trägers gelegenen Trägheitsmomentenwert miteinzuführen. Die Werte K_1 und z errechnen sich dann so mit Hilfe der Gausseschen Methode der kleinsten Quadrate, daß das entstehende Fehlerquadrat zu einem Minimum wird.

Es werden nachfolgende Bezeichnungen eingeführt:

I_{h_m} das Trägheitsmoment der Stiele in der $x \cdot y$-Ebene,
$\overline{I_{h_m}}$ das Trägheitsmoment der Stiele in der $x \cdot z$-Ebene,
I_{r_m} das Trägheitsmoment der Riegel in der $x \cdot y$-Ebene,
$\overline{I_{r_m}}$ das Trägheitsmoment der Riegel in der $z \cdot y$-Ebene,
E_h der Elastizitätsmodul des Stielmaterials,
G_h der Gleitmodul des Stielmaterials,
E_r der Elastizitätsmodul des Riegelmaterials,
G_r der Gleitmodul des Riegelmaterials,
I_{ph_m} ein Ausdruck für das polare, auf irgendeine Querschnittsform reduzierte Trägheitsmoment der Vorderstiele.
I_{pr_m} ein Ausdruck für das polare, auf irgendeine Querschnittsform reduzierte Trägheitsmoment der Riegel,

alle Werte bezogen auf das m-te Fach. Ferner:

$$h = \text{Riegelabstand},$$
$$l = \text{Rosttiefe},$$
$$b = h(n+1) = \text{Rostlänge},$$
$$a = \frac{l}{h},$$
$$t = \frac{b}{l}.$$

Die Elastizitätsgleichungen werden auf die Form linearer Differenzengleichungen r-ter Ordnung gebracht. Ist das Trägheitsmoment des Bauwerks veränderlich, so sind auch die Koeffizienten der Differenzengleichungen veränderliche Größen. Eine einfache Lösung der Differenzengleichungen ist aber nur möglich, wenn die Koeffizienten in Konstante übergeführt werden können. Dieses läßt sich erreichen durch Division der Differenzengleichungen mit einem Trägheitsmomentenverhältniswert, gegeben durch:

$$s_t = K_1 \cdot z^t.$$

Sind die Querschnittsformen geometrisch ähnliche Figuren, so lassen sich nachfolgende Beziehungen anschreiben:

$$\overline{I_{h_m}} = \vartheta \cdot I_{h_m}$$
$$I_{r_m} = \eta \cdot I_{h_m}$$
$$\overline{I_{r_m}} = \mu \cdot I_{h_m}$$
$$I_{ph_m} = \beta \cdot I_{h_m}$$
$$I_{pr_m} = \beta \cdot \gamma \cdot I_{h_m} = \gamma \cdot I_{ph_m}.$$

[1]) Fritsche, Die Berechnung des symmetrischen Stockwerkrahmens.

Ferner werden eingeführt:

$$G_h = \nu \cdot E_h$$
$$E_r = \varphi \cdot E_h$$
$$G_r = \varepsilon \cdot E_h.$$

Das auf eine beliebige Querschnittsform reduzierte polare Trägheitsmoment I_{ph_m} oder I_{pr_m} kann entweder aus der von Grashof oder De Saint Venant gegebenen Formel für die Verdrehung zweier 1 cm voneinander abstehender Querschnitte ermittelt werden. Die Grashofsche Formel lautet z. B.:

$$d = \zeta \cdot \frac{I_p}{4 I_x \cdot I_y} \cdot \frac{M_d}{G}.$$

ζ ist ein Erfahrungswert und beträgt für rechteckige Querschnittsformen 1,2.

Das auf eine Querschnittsform bezogene, sog. reduzierte polare Trägheitsmoment ist darstellbar durch nachfolgenden Ausdruck:

$$\frac{4 I_x \cdot I_y}{\zeta \cdot I_p}.$$

In Zukunft sollen die Beiträge zur Formänderungsarbeit aus Normal- und Querkräften gegenüber denjenigen aus Biegungskräften vernachlässigt werden.

Es berechnen sich somit die Verschiebungs-Koeffizienten nach der bekannten Formel

$$\delta_{ik} = \int_0^s \frac{M_i M_k}{J E} d s + \int_0^s \frac{\overline{M_i} \cdot \overline{M_k}}{J_p G} d s.$$

Die Integralauswertung gestaltet sich für vorliegende Fälle sehr einfach, so daß auf diese im einzelnen nicht eingegangen worden ist.

Es zerfallen die Differenzengleichungen der wagrechten $x \cdot y$-Ebene in ein »simultanes Differenzengleichungs-System« nachfolgender Form:

$$Y_{a_{m-1}} + Y_{a_m} \cdot 2(1+z) + Y_{a_{m+1}} \cdot z + Y_{c_{m-1}} \cdot 2 + Y_{c_m} \cdot z = B_{a_m} \quad (1)$$

$$Y_{c_m} \cdot 2\left(1 + \frac{3a}{2\varphi\eta}\right) + Y_{a_m} + Y_{a_{m+1}} \cdot 2 = B_{c_m} \quad (2)$$

und in eine gewöhnliche Differenzengleichung zweiter Ordnung:

$$-Y_{b_{m-1}} + Y_{b_m}\left(1 + z + \frac{6 \cdot \varphi \eta z}{a}\right) - Y_{b_{m+1}} \cdot z = B_{b_m} \quad (3)$$

Die Belastungsglieder hierzu lauten:

$$B_{a_m} = \delta_{a_m p} \cdot \frac{3E}{s_{h_{m-1}} \cdot h}$$

$$B_{b_m} = \delta_{b_m p} \cdot \frac{3\varphi\eta E}{a \cdot s_{h_{m-1}} \cdot h}$$

$$B_{c_m} = \delta_{c_m p} \cdot \frac{3E}{s_{h_m} \cdot h}.$$

Die Randgleichungen weichen vom allgemeinen Aufbau ab und lauten im o-ten Felde:

Zu (1):

$$+Y_{a_0} \cdot 2 + Y_{a_1} \cdot z + Y_{c_0} = B_{a_0} \quad (4)$$

Zu (2):

$$+Y_{c_0} \cdot 2\left(1 + \frac{3a}{2\varphi\eta}\right) + Y_{a_0} + Y_{a_1} \cdot 2 = B_{c_0} \quad (5)$$

Zu (3):

$$+Y_{b_0}\left(1 + \frac{6\varphi\eta}{a}\right) - Y_{b_1} = B_{b_0} \quad (6)$$

und hierzu die Belastungsglieder:

$$B_{a_0} = \delta_{a_0 p} \cdot \frac{3E}{s_{h_0} \cdot h}$$

$$B_{b_0} = \delta_{b_0 p} \cdot \frac{3\varphi\eta E}{a\, s_{h_0} \cdot h}$$

$$B_{c_0} = \delta_{c_0 p} \cdot \frac{3E}{s_{h_0} \cdot h}.$$

Die Randgleichungen des n-ten Feldes:

$$+ Y_{a_{n-1}} + Y_{a_n} \cdot 2 (1 + z) + Y_{c_{n-1}} \cdot 2 + Y_{c_n} \cdot z = B_{a_n} \quad (7)$$

$$+ Y_{c_n} \cdot 2 \left(1 + \frac{3\,a}{2\,\varphi\,\eta}\right) + Y_{a_n} = B_{c_n} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

$$- Y_{b_{n-1}} + Y_{b_n} \left(1 + z + \frac{6\,\varphi\,\eta\,z}{a}\right) = B_{b_n} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (9)$$

und hierzu die Belastungsglieder:

$$B_{a_n} = \delta_{a_n\,P} \cdot \frac{3\,E}{s_{h_{n-1}} \cdot h}$$

$$B_{b_n} = \delta_{b_n\,P} \cdot \frac{3\,\varphi\,\eta\,E}{a\,s_{h_{n-1}} \cdot h}$$

$$B_{c_n} = \delta_{c_n\,P} \cdot \frac{3\,E}{s_{h_n} \cdot h}.$$

Es macht keine Schwierigkeiten, die hier entwickelten Differenzengleichungen für verschiedene Belastungsfälle aufzulösen. In nachfolgendem Abschnitt soll ein im Flugzeugbau des öfteren vorkommender wichtiger Belastungsfall behandelt werden.

Belastung durch Stirndruck.

Die auf den Flügel wirkende wagrechten Luftkräfte werden als Einzelkräfte in den durch Riegel und Stiele gebildeten Knoten angebracht. Die Momentenflächen des statisch bestimmten Hauptsystems sind in nebenstehender Skizze 3 abgebildet. Für vorliegenden Belastungsfall kommt lediglich die Lösung der Differenzengleichung 3 in Frage.

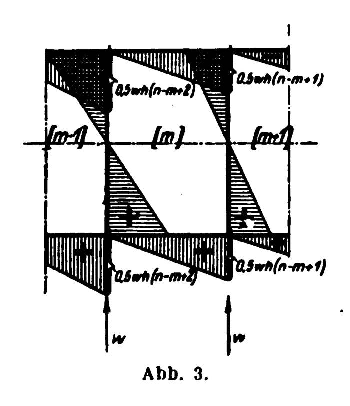


Abb. 3.

Die Verschiebungsgröße $\delta_{b_m P}$ lautet für das m-te Feld:

$$\delta_{b_m\,P} = \frac{W\,s_{h_{m-1}} \cdot h}{6\,E} \left\{(n + 1 - m) \left[z (3\,h + l) - l\right] - l\right\}.$$

Gleichung (3) geht unter Berücksichtigung dieses Wertes über in:

$$- Y_{b_{m-1}} + Y_{b_m} \left(1 + z + \frac{6\,\varphi\,\eta\,z}{a}\right) - Y_{b_{m+1}} \cdot z =$$

$$= \frac{W \cdot \varphi\,\eta}{2\,a} \left\{(n + 1 - m) \left[z (3\,h + l) - l\right] - l\right\} \quad \ldots \quad (10)$$

Die Randgleichung (6) lautet entsprechend:

$$+ Y_{b_0} \left(1 + \frac{6\,\varphi\,\eta}{a}\right) - Y_{b_1} = \frac{W\,\varphi\,\eta}{2\,a} (n + 1) (3\,h + l) \,. \quad (11)$$

Die Randbedingungen des o- und n-ten Feldes lassen sich nunmehr wie folgt anschreiben:

$$- Y_{b_{-1}} + Y_{b_0} = - \frac{W\,\varphi\,\eta}{2\,a} (n + 2)\,l \quad \ldots\ldots \quad (12)$$

$$Y_{b_{n+1}} = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (13)$$

Für eine allgemeine Lösung der homogenen Differenzengleichung machen wir den Ansatz:

$$Y_{b_m} = \zeta^m.$$

Die Wurzelwerte berechnen sich aus der sog. »charakteristischen Gleichung«. Diese lautet:

$$-1 + \zeta \left(1 + z + \frac{6\,\varphi\,\eta\,z}{a}\right) - \zeta^2 \cdot z = 0.$$

Die aus der Lösung sich ergebenden Wurzelwerte mögen durch ζ_1 und ζ_2 bezeichnet werden.

Ein partikuläres Integral ist durch nachfolgenden Ansatz gegeben:

$$Y_{b_m} = m \cdot b + c.$$

Die konstanten Koeffizienten b und c werden durch Koeffizientenvergleich ermittelt. Man erhält für

$$b = - \frac{W \left[z (3\,h + l) - l\right]}{12\,z}$$

$$c = \frac{W}{12\,z} \left\{\left\{(n + 1) \left[z (3\,h + l) - l\right] - l\right\} + \right.$$

$$\left. + \frac{a \left[z (3\,h + l) - l\right] (1 - z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\}.$$

Es lautet somit das allgemeine Integral der Differenzengleichung:

$$Y_{b_m} = b \cdot m + c + \zeta^m \cdot C_1 + \zeta_2^m \cdot C_2.$$

Die Konstanten C_1 und C_2 errechnen sich aus den Randbedingungsgleichungen 12 und 13. Nach Substitution des Lösungsansatzes für Y_{bm} in dieselben gehen sie über in

$$C_1 (1 - \zeta_1^{-1}) + C_2 (1 - \zeta_2^{-1}) = - (B + b) \quad \ldots \quad (14)$$

$$C_1 \cdot \zeta_1^{n+1} + C_2 \cdot \zeta_2^{n+1} = - \left[b (n + 1) + c\right] \quad \ldots \quad (15)$$

Es bedeutet:

$$B = \frac{W\,\varphi\,\eta\,l}{2\,a} (n + 2).$$

Hieraus ergeben sich:

$$C_1 = \frac{- \zeta_2^{n+1} (B + b) + \left[b (n + 1) + c\right] (1 - \zeta_2^{-1})}{(1 - \zeta_1^{-1})\,\zeta_2^{n+1} - \zeta_1^{n+1} (1 - \zeta_2^{-1})}$$

und

$$C_2 = \frac{- \left[b (n + 1) + c\right] (1 - \zeta_1^{-1}) + (B + b)\,\zeta_1^{n+1}}{(1 - \zeta_1^{-1})\,\zeta_2^{n+1} - \zeta_1^{n+1} (1 - \zeta_2^{-1})}.$$

Es läßt sich somit die allgemeine Lösung für Y_{b_m} anschreiben:

$$Y_{b_m} = - m \frac{W \left[z (3\,h + l) - l\right]}{12\,z} + \frac{W}{12\,z} \left\{\left\{(n + 1) \cdot \left[z (3\,h + l) - l\right] - l\right\} + \frac{a \left[z (3\,h + l) - l\right] (1 - z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\} +$$

$$+ \zeta_1^m \frac{- \zeta_2^{n+1} \frac{W}{12\,z} \left\{\frac{6\,\varphi\,\eta\,l}{a} (n + 2) - \left[z (3\,h + l) - l\right]\right\} + \frac{W}{12\,z} \left\{- l + \frac{a \left[z (3\,h + l) - l\right] (1 - z)}{6\,\varphi\,\eta\,z} (1 - \zeta_2^{-1})\right\}}{(1 - \zeta_1^{-1})\,\zeta_2^{n+1} - \zeta_1^{n+1} (1 - \zeta_2^{-1})} +$$

$$+ \zeta_2^m \frac{- \frac{W}{12\,z} \left\{- l + \frac{a \left[z (3\,h + l) - l\right] (1 - z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\} (1 - \zeta_1^{-1}) + \frac{W}{12\,z} \left\{\frac{6\,\varphi\,\eta\,l}{a} (n + 2) - \left[z (3\,h + 1) - l\right]\right\} \zeta_1^{n+1}}{(1 - \zeta_1^{-1})\,\zeta_2^{n+1} - \zeta_1^{n+1} (1 - \zeta_2^{-1})} \quad \ldots \quad (16)$$

Ist ζ_2 die kleinere der beiden Wurzeln, so läßt sich eine gekürzte Schreibweise für die Lösung der unbestimmten Gruppengrößen Y_{b_m} angeben, die für die praktische Anwendung genügend genaue Werte ergibt.

$$Y_{b_m} = -m\,\frac{W\left[z(3h+l)-l\right]}{12\,z} + \frac{W}{12\,z}\left\{\left\{(n+1)\cdot\left[z(3h+l)-l\right]-l\right\} + \frac{a\left[z(3h+l)-l\right](1-z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\} -$$

$$-\zeta_1^{m-(n+1)}\cdot\frac{-\zeta_2^{n+1}\,\frac{W}{12\,z}\left\{\frac{6\,\varphi\,\eta\,l}{a}(n+2)-\left[z(3h+l)-l\right]\right\}+\frac{W}{12\,z}\left\{-l+\frac{a\left[z(3h+l)-l\right](1-z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\}(1-\zeta_2^{-1})}{1-\zeta_2^{-1}} -$$

$$-\zeta_2^{m}\cdot\zeta_1^{-(n+1)}\,\frac{-\frac{W}{12\,z}\left\{-l+\frac{a+\left[z(3h+l)-l\right](1-z)}{6\,\varphi\,\eta\,z}\right\}(1-\zeta_1^{-1})+\frac{W}{12\,z}\left\{\frac{6\varphi\eta l}{a}(n+2)-\left[z(3h+l)-l\right]\right\}\zeta_1^{n+1}}{1-\zeta_2^{-1}} \quad (17)$$

Die Differenzengleichungen der senkrechten Kräftewirkungsebene.

Fällt die Richtung der auf den Rahmenrostträger wirkenden äußeren Kräfte in die z-Achse, so wird der Momentenverlauf innerhalb des Tragwerks beeinflußt durch die unbestimmten Gruppengrößen Y_d, Y_f, Y_e.

Die Elastizitätsgleichungen zerfallen:

1. in ein simultanes Differenzengleichungs-System, gebildet durch die Gruppengrößen Y_d und Y_f,
2. in eine lineare Differenzengleichung zweiter Ordnung, gebildet durch Y_e.

Das simultane Differenzengleichungs-System lautet nach Auswertung der Verschiebungskoeffizienten für das m-te Feld:

$$-Y_{d_{m-1}} + Y_{d_m}\left(1+z+\frac{8\,z\,\varphi\,\mu}{\vartheta\,a^3}+\frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,a\,\nu}+\frac{12\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,a^2}\right) - Y_{d_{m+1}}\cdot z + Y_{f_m}\left(\frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{\vartheta\,a^2}+\frac{6\cdot z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,a}\right) - Y_{f_{m+1}}\,\frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,a} = \delta_{d_m}\,P\,\frac{3\,\varphi\,\mu\,E}{s_{h_{m-1}}\cdot l} \quad . \; . \; (18)$$

$$-Y_{f_{m-1}} + Y_{f_m}\left(1+z+\frac{2\,z\,\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) - Y_{f_{m+1}}\cdot z - Y_{d_{m-1}}\cdot\frac{2}{a} + Y_{d_m}\,\frac{2\,z}{a}\left(1+\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) = \delta_{f_m}\,P\,\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,E}{s_{h_{m-1}}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (19)$$

und die lineare Differenzengleichung in Y_e:

$$-Y_{e_{m-1}} + Y_{e_m}\left(1+z+\frac{2\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,a}\right) - Y_{e_{m+1}}\cdot z = \delta_{e_m}\,P\,\frac{\varphi\,\mu\,E}{s_{h_{m-1}}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (20)$$

Vom oben angegebenen allgemeinen Gleichungsaufbau weichen die Randgleichungen des n-ten und o-ten Feldes ab.

Das Gleichungsschema des o-ten Feldes.

Zu (18):

$$Y_{d_0}\left[1+\frac{6\,\varphi\,\mu}{a}\left(\frac{4}{3\,\vartheta\,a^2}+\frac{1}{\beta\,\nu}+\frac{2}{\varepsilon\,\beta\,\gamma\,a}\right)\right] - Y_{d_1} + Y_{f_0}\,\frac{6\,\varphi\,\mu}{a}\left(\frac{1}{\vartheta\,a}+\frac{1}{\beta\,\gamma\,\varepsilon}\right) - Y_{f_1}\,\frac{6\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,a} = \delta_{d_0}\,P\,\frac{3\,\varphi\,\mu\,E}{s_{h_0}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (21)$$

Zu (19):

$$+Y_{f_0}\left(1+\frac{2\,\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) - Y_{f_1} + Y_{d_0}\cdot\frac{2}{a}\left(1+\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) = \delta_{f_0}\,P\,\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,E}{s_{h_0}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (22)$$

Zu (20):

$$Y_{e_0}\left(1+\frac{2\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,a}\right) - Y_{e_1} = \delta_{e_0}\,P\,\frac{\varphi\,\mu\,E}{s_{h_0}\cdot l} \quad . \; . \; . \; (23)$$

Das Gleichungsschema des n-ten Feldes.

Zu (18):

$$-Y_{d_{n-1}} + Y_{d_n}\left[1+z+\frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{a}\left(\frac{4}{3\,\vartheta\,a^2}+\frac{1}{\beta\,\nu}+\frac{2}{\varepsilon\,\beta\,\gamma\,a}\right)\right] + Y_{f_n}\,\frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{a}\left(\frac{1}{\vartheta\,a}+\frac{1}{\beta\,\gamma\,\varepsilon}\right) = \delta_{d^n}\,P\,\frac{3\,\varphi\,\mu\,E}{s_{h_{n-1}}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; (24)$$

Zu (19):

$$-Y_{f_{n-1}} + Y_{f_n}\left(1+z+\frac{2\,z\,\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) - Y_{d_{n-1}}\,\frac{2}{a} + Y_{d_n}\cdot\frac{2\,z}{a}\left(1+\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a}\right) = \delta_{f_n}\,P\,\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,E}{s_{h_{n-1}}\cdot l} \quad . \; . \; . \; . \; (25)$$

Zu (20):

$$-Y_{e_{n-1}} + Y_{e_n}\left(1+z+\frac{2\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,a}\right) = \delta_{e_n}\,P\,\frac{\varphi\,\mu\,E}{s_{h_{n-1}}\cdot l} \quad (26)$$

Senkrechte Belastung eines Stieles des Rahmenrostträgers durch eine gleichmäßig verteilte Last p.

Die Differenzengleichungen sollen gelöst werden für den Fall senkrechter, gleichmäßig verteilter Lasten, wirkend an einem der beiden Stiele des Rahmenrostträgers. Die Momentenfläche am statisch bestimmten Hauptsystem ist aus nebenstehender Abb. 4 ersichtlich. Sie erstreckt sich lediglich über den belasteten vorderen Stiel.

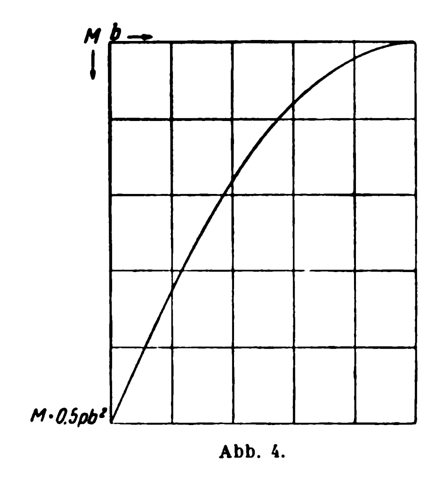


Abb. 4.

Eine sog. Verbundwirkung wird durch die statisch unbestimmten Gruppengrößen Y_f und Y_d hervorgerufen; dagegen wird $Y_e = 0$. Es ist somit lediglich das simultane Differenzengleichungs-System 18, 19 aufzulösen.

Nach Auswertung der Verschiebungsgrößen $\delta_{dm\,P}$ und $\delta_{fm\,P}$ lassen sich die Belastungsglieder des simultanen Differenzengleichungs-Systems 18, 19 wie folgt angeben:

$$B_{f_m} = -\frac{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,p\cdot t\cdot b^2\cdot z}{6\,\vartheta\,(n+1)^3}\left[3\,m^2 - m\,(3+6\,n) + 1 + 3\,n + 3\,n^2\right]$$

$$B_{d_m} = -\frac{\varphi\,\mu\,p\cdot t^2\cdot b^2\cdot z}{4\,\vartheta\,(n+1)^4}\left[m^2\cdot 6 - m\cdot 4\,(1+3\,n) + 1 + 4\,n + 6\,n^2\right].$$

Lösung des homogenen simultanen Differenzengleichungs-Systems 18, 19.

Es lassen sich als Lösungen des homogenen simultanen Differenzengleichungs-Systems 18, 19 nachfolgende Ansätze machen:

$$Y_{d_m} = A\cdot\zeta^m$$
$$Y_{f_m} = B\cdot\zeta^m.$$

Die Wurzelwerte ζ sind aus der gleich 0 gesetzten Determinanten des Gleichungssystems zu bestimmen. Im Falle

konstanter Trägheitsmomente erhält man eine reziproke Gleichung vierten Grades in ζ nachfolgender Form:

$$a \cdot \zeta^4 + b \cdot \zeta^3 + c \cdot \zeta^2 + b\,\zeta + a = 0.$$

Diese Gleichung ist schnell zu lösen.

Bei veränderlichen Trägheitsmomenten würde die Bestimmungsgleichung für ζ nachfolgende Form annehmen:

$$a \cdot \zeta^4 + b \cdot \zeta^3 + c \cdot \zeta^2 + d \cdot \zeta + e = 0.$$

Eine Auflösung dieser Gleichung müßte nach den üblichen Näherungsmethoden vorgenommen werden.

Fall konstanter Trägheitsmomente.

Die Wurzelwerte ζ sind sämtlich komplexe Zahlengrößen. Die Lösungen des homogenen Differenzengleichungs-Systems für die unbestimmten Gruppengrößen Y_{d_m} und Y_{f_m} können in nachfolgende Form gefaßt werden:

$$\begin{aligned} Y_{d_m} = {} & C_1 \cdot r^m (\cos m \cdot \psi + i \cdot \sin m \cdot \psi) + C_2 \cdot r^{-m} (\cos m \cdot \psi - \\ & - i \cdot \sin m\,\psi) + C_3 \cdot r^m (\cos m\,\psi - i \cdot \sin m \cdot \psi) + \\ & + C_4 \cdot r^{-m} (\cos m \cdot \psi + i \cdot \sin m \cdot \psi) \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (27) \end{aligned}$$

unter Berücksichtigung der Beziehung zwischen B und A:

$$B_r = - A_r \cdot \frac{\dfrac{2\,t}{n+1} + \zeta_r \cdot \left[\dfrac{2\,z\,t}{n+1} + \dfrac{2\,z\,\beta\,\gamma\,\varepsilon\,t^2}{\vartheta\,(n+1)^2}\right]}{-1 + \zeta_r \left[1 + z + \dfrac{2\,z\,\beta\,\gamma\,\varepsilon\,t}{\vartheta\,(n+1)}\right] - \zeta_r^{\,2} \cdot z}.$$

Der rechts von A_r stehende Ausdruck nimmt nach Substitution der komplexen ζ-Wurzelwerte ebenfalls eine komplexe Form an, und es lautet hiermit die Lösung für Y_{f_m}:

$$\begin{aligned} Y_{f_m} = {} & C_1 (a - b \cdot i) \cdot r^m (\cos m \cdot \psi + i \cdot \sin m\,\psi) - \\ & - C_2 (a - \beta \cdot i) \cdot r^{-m} (\cos m \cdot \psi - i \cdot \sin m\,\psi) + \\ & + C_3 (a + b \cdot i) \cdot r^m (\cos m \cdot \psi - i \cdot \sin m\,\psi) - \\ & - C_4 (a + \beta \cdot i) \cdot r^{-m} (\cos m \cdot \psi + i \cdot \sin m \cdot \psi) \quad . \quad (28) \end{aligned}$$

Die imaginären Zahlenwerte können eliminiert werden durch Einführung neuer Konstanter nachfolgender Gruppierung:

$$\begin{aligned} \overline{C}_1 &= C_1 + C_3 \\ \overline{C}_2 &= i\,(C_1 - C_3) \\ \overline{C}_3 &= C_2 + C_4 \\ \overline{C}_4 &= i\,(C_4 - C_2). \end{aligned}$$

Unter Berücksichtigung derselben erhält man für

$$\begin{aligned} Y_{d_m} = {} & \overline{C}_1 \cdot r^m \cos m \cdot \psi + \overline{C}_2, \; r^m \sin m \cdot \psi + \\ & + \overline{C}_3 \cdot r^{-m} \cos m \cdot \psi + \overline{C}_4 \cdot r^{-m} \sin m\,\psi \quad . \; . \quad (29) \end{aligned}$$

und für

$$\begin{aligned} Y_{f_m} = {} & \overline{C}_1 \cdot r^m (a \cdot \cos m \cdot \psi + b \cdot \sin m \cdot \psi) + \\ & + \overline{C}_2 \cdot r^m (a \cdot \sin m \cdot \psi - b \cdot \cos m \cdot \psi) - \\ & - \overline{C}_3 \cdot r^{-m} (a \cdot \cos m \cdot \psi - \beta \cdot \sin m\,\psi) - \\ & - \overline{C}_4 \cdot r^{-m} (a \cdot \sin m\,\psi + \beta \cos m \cdot \psi) \quad . \; . \; . \quad (30) \end{aligned}$$

Ansatz für ein partikuläres Integral.

Die Belastungsglieder der Differenzengleichungen sind Funktionen zweiten Grades in der Variablen m. Für ein partikuläres Integral kann daher nachfolgender Ansatz gemacht werden:

$$\begin{aligned} Y_{d_m} &= a \cdot m^2 + b \cdot m + c \\ Y_{f_m} &= \bar{a} \cdot m^2 + \bar{b} \cdot m + \bar{c}. \end{aligned}$$

Die allgemeine Form der Belastungsglieder möge nachfolgend lauten:

$$\begin{aligned} B_{d_m} &= m^2 \cdot p + m \cdot q + r \\ B_{f_m} &= m^2 \cdot \bar{p} + m \cdot \bar{q} + \bar{r}. \end{aligned}$$

Durch Einsetzen der Ausdrücke für Y_{d_m} und Y_{f_m} in das simultane Differenzengleichungs-System werden die konstanten Faktoren a, b und c sowie $\bar{a}$, $\bar{b}$ und $\bar{c}$ durch Koeffizientenvergleich ermittelt. Hieraus gewinnt man nachfolgende Bestimmungsgleichungen:

$$\begin{aligned} p &= a \cdot \bar{\alpha} + \bar{a} \cdot \bar{\beta} \\ q &= a \cdot 2 \cdot \bar{\gamma} + b \cdot \bar{\alpha} - \bar{a} \cdot 2\,\bar{\vartheta} + \bar{b} \cdot \bar{\beta} \\ r &= - a \cdot \bar{\varepsilon} + b \cdot \bar{\gamma} + c \cdot \bar{\alpha} - \bar{a}\,\bar{\vartheta} - \bar{b} \cdot \bar{\vartheta} + \bar{c} \cdot \bar{\beta} \\ \bar{p} &= a \cdot \bar{\mu} + \bar{a} \cdot \bar{\nu} \\ \bar{q} &= a \cdot 2\,\bar{\varphi} + b \cdot \bar{\mu} + \bar{a} \cdot 2 \cdot \bar{\gamma} + \bar{b} \cdot \bar{\nu} \\ \bar{r} &= - a \cdot \bar{\varphi} + b\,\bar{\varphi} + c \cdot \bar{\mu} - \bar{a} \cdot \bar{\varepsilon} + \bar{b} \cdot \bar{\nu} + \bar{c} \cdot \bar{r} \end{aligned}$$

und nach entsprechender Umgruppierung:

$$\begin{aligned} p &= a \cdot \bar{\alpha} + \bar{a}\,\bar{\beta} \\ p_b &= b \cdot \bar{\alpha} + \bar{b}\,\bar{\beta} \\ p_c &= c \cdot \bar{\alpha} + \bar{c}\,\bar{\beta} \\ \bar{p} &= a \cdot \bar{\mu} + \bar{a}\,\bar{\nu} \\ \overline{p_b} &= b \cdot \bar{\mu} + \bar{b}\,\bar{\nu} \\ \overline{p_c} &= c \cdot \bar{\mu} + \bar{c}\,\bar{\nu}. \end{aligned}$$

Hiermit die Lösungen:

$$\begin{aligned} a &= \frac{p \cdot \bar{\nu} - \bar{p} \cdot \bar{\beta}}{D} \\ \bar{a} &= \frac{\bar{p} \cdot \bar{\alpha} - p \cdot \bar{\mu}}{D} \\ b &= \frac{p_b \cdot \bar{\nu} - \overline{p_b}\,\bar{\beta}}{D} \\ \bar{b} &= \frac{\overline{p_b} \cdot \bar{\alpha} - p_b \cdot \bar{\mu}}{D} \\ c &= \frac{p_c \cdot \bar{\nu} - \overline{p_c} \cdot \bar{\beta}}{D} \\ \bar{c} &= \frac{\overline{p_c} \cdot \bar{\alpha} - p_c \cdot \bar{\mu}}{D} \\ D &= \begin{vmatrix} \bar{\alpha} & \bar{\beta} \\ \bar{\mu} & \bar{\nu} \end{vmatrix}. \end{aligned}$$

Es bedeuten hierbei:

$$\begin{aligned} \bar{\alpha} &= \frac{4\,\bar{\beta}}{3\,a} + \frac{6\,\varphi\,\mu\,z}{\beta\,\nu\,a} + \frac{2\,\bar{\vartheta}}{a} \\ \beta &= \frac{6\,\varphi\,\mu\,z}{\vartheta\,a^2} \\ \bar{\gamma} &= 1 - z \\ \bar{\vartheta} &= \frac{6\,z\,\varphi\,\mu}{\beta\,\gamma\,\varepsilon\,a} \\ \bar{\varepsilon} &= 1 + z \\ \bar{\mu} &= - \bar{\varphi} \cdot \gamma + \frac{\bar{\nu}}{a} \\ \bar{\nu} &= \frac{2\,z\,\beta\,\gamma\,\varepsilon}{\vartheta\,a} \\ \bar{\varphi} &= \frac{2}{a}. \end{aligned}$$

Die Konstanten $\overline{C}_1$, $\overline{C}_2$, $\overline{C}_3$, $\overline{C}_4$ sind aus den Randbedingungsgleichungen zu bestimmen. Aus den Gleichungen 21, 22 und 24, 25 lassen sich nachfolgende Randbedingungen ableiten:

$$\left.\begin{aligned} & - Y_{d_{-1}} + Y_{d_0} = 0 \\ & - Y_{f_{-1}} + Y_{f_0} - Y_{d_{-1}} \cdot \frac{2\,t}{n+1} = 0 \\ & + Y_{d_{n+1}} = 0 \\ & + Y_{f_{n+1}} = 0 \end{aligned}\right\} \quad . \; . \quad (31)$$

Die zahlenmäßige Berechnung der unbestimmten Gruppengrößen soll nachträglich an einem Beispiel durchgeführt werden. Wie noch gezeigt werden soll, liefert die unbestimmte Größe $\overline{M}_{3_m}$ einen verhältnismäßig geringen Beitrag zum Spannungszustand. Man kann daher, ohne einen nennenswerten Fehler zu begehen, die Torsionssteifigkeit der Rippen vernachlässigen. Hierdurch tritt auch eine verhältnismäßig erhebliche Vereinfachung des Berechnungsganges ein. In folgendem erfolgt

Die Berechnung eines Rahmenrostträgers, bestehend aus biegungs- und torsionssteifen Stielen und biegungssteifen Rippen.

Die Kombination der statisch unbestimmten Größen zu Gruppen ist aus nebenstehender Matrix II und Abb. 5 zu ersehen.

	Y_{d_m}	Y_{e_m}
M_{1_m}	$+1$	$+1$
M_{2_m}	$+1$	-1
$M_{1_{m-1}}$	-1	
$M_{2_{m-1}}$	-1	

Matrix II.

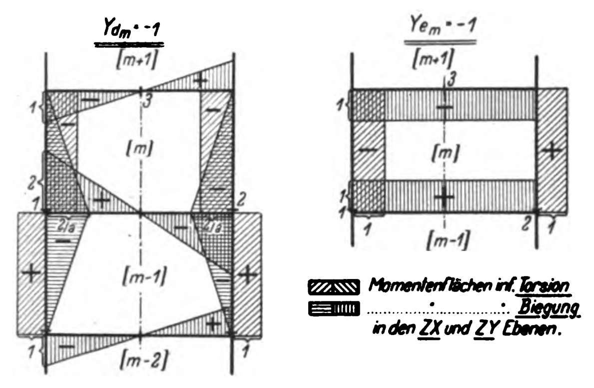


Abb. 5.

Nach Auswertung der δ-Verschiebungsgrößen erhält man eine lineare Differenzengleichung vierter Ordnung in Y_d. Dieselbe lautet:

$$+Y_{d_{m-2}}+Y_{d_{m-1}}\left[-2(1+z)-\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_m}\left[1+4z+z^2+\frac{6\mu\varphi z(1+z)t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{8\mu\varphi z(1+z)t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_{m+1}}\left[-2z(1+z)-\frac{6\mu\varphi z^2 t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z^2 t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_{m+2}}\cdot z^2=\frac{p\mu\varphi b^2 z t^2}{4\vartheta(n+1)^4}\left\{6m^2(1+z)-\right.$$

$$-4m\left[(1+z)(2+3n)+2\right]+11+16n+3z+8nz+$$

$$\left.+6n^2(1+z)\right\}\quad\ldots\ldots\ldots\ldots\quad(32)$$

Die vier Randbedingungsgleichungen lauten:
Erstes Feld:

$$+Y_{d_0}\left[-2-\frac{6\mu\varphi t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+Y_{d_1}\left[4+z+\right.$$

$$\left.+\frac{6\mu\varphi(1+z)t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{8\mu\varphi(1+z)t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+Y_{d_2}\left[-2(1+z)-\right.$$

$$\left.-\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+Y_{d_3}\cdot z=$$

$$=\frac{p\mu\varphi b^2\cdot t^2}{4\vartheta(n+1)^4}\left\{+6(1+z)-4\left[(1+z)(2+3n)+2\right]+\right.$$

$$\left.+11+16n+3z+8n\cdot z+6n^2(1+z)\right\}\quad\ldots\ldots\quad(33)$$

Für das 0-te Feld:

$$+Y_{d_0}\left[1+\frac{6\mu\varphi t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{8\mu\varphi t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+Y_{d_1}\left[-2-\right.$$

$$\left.-\frac{6\mu\varphi t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+Y_{d_2}=$$

$$=\frac{p\mu\varphi b^2\cdot t^2}{4\vartheta(n+1)^4}(+3+8n+6n^2)\quad\ldots\ldots\ldots\quad(34)$$

Für das n-1-te Feld:

$$+Y_{d_{n-3}}+Y_{d_{n-2}}\left[-2(1+z)-\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_{n-1}}\left[1+4z+z^2+\frac{6\mu\varphi z(1+z)t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{8\mu\varphi z(1+z)t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_n}\left[-2z(1+z)-\frac{6\mu\varphi z^2 t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z^2 t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]=B_{n-1}$$

$$\ldots\ldots\ldots\quad(35)$$

für das n-te Feld:

$$+Y_{d_{n-2}}+Y_{d_{n-1}}\left[-2(1+z)-\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_n}\left[1+4z+z^2+\frac{6\mu\varphi z(1+z)t}{\beta\nu(n+1)}+\right.$$

$$\left.+\frac{8\varphi\mu z(1+z)t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]=B_n\quad\ldots\ldots\ldots\ldots\quad(36)$$

Der Lösungsansatz für die homogene Differenzengleichung würde entsprechend früherem lauten:

$$Y_{d_m}=A\cdot\zeta^m.$$

Die charakteristische Gleichung ist vierten Grades in ζ. Sämtliche Wurzelwerte ergeben sich zu imaginären Zahlengrößen. Im Falle konstanter Trägheitsmomente wird die charakteristische Gleichung reziprok. Es würde somit die Lösung der homogenen Gleichung für Y_{d_m} lauten, wie unter Gleichung (27), und nach Elimination der imaginären Zahlenwerte, wie unter Gleichung (29) angegeben.

Für ein partikuläres Integral kann nachfolgender Ansatz gemacht werden:

$$Y_{d_m}=a\cdot m^2+b\cdot m+c.$$

Die Konstanten bestimmen sich wie früher durch Koeffizientenvergleich.

Die Konstanten $\overline{C_1}$ bis $\overline{C_4}$ der Gleichung (29) werden aus nachfolgenden vier Randbedingungen bestimmt, die sich aus den Gleichungen (33) bis (36) ableiten lassen.

Aus (33)

$$Y_{d_{-1}}-2Y_{d_0}+Y_{d_1}=0$$

aus (34)

$$Y_{d_{-2}}+Y_{d_{-1}}\left[-2(1+z)-\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{4\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]+$$

$$+Y_{d_0}\left[1+4z+\frac{6\mu\varphi z\cdot t}{\beta\nu(n+1)}+\frac{8\mu\varphi z\cdot t^3}{\vartheta(n+1)^3}\right]-Y_{d_1}\cdot 2z=$$

$$=\frac{p\mu\varphi b^2\cdot t^2 z}{4\vartheta(n+1)^4}(11+16n+6n^2)$$

aus (35)

$$Y_{d_{n+1}}=0$$

aus (36)

$$Y_{d_{n+2}}=0$$

(37)

Fall veränderlicher Trägheitsmomente.

Im Falle veränderlicher Trägheitsmomente verliert die charakteristische Gleichung ihre Reziprozität, und es lautet dann die Lösung der homogenen Differenzengleichung:

$$Y_{d_m}=C_1\cdot r^m(\cos m\cdot\psi+i\sin m\psi)+C_2\cdot r^m(\cos m\psi-$$

$$-i\cdot\sin m\psi)+C_3\cdot R^m(\cos m\cdot\varphi+i\sin m\cdot\varphi)+$$

$$+C_4\cdot R^m(\cos m\cdot\varphi-i\cdot\sin m\varphi)\quad\ldots\ldots\ldots\quad(38)$$

nach Einführung neuer Konstanter:

$$\overline{C_1}=C_1+C_2$$
$$\overline{C_3}=C_3+C_4$$
$$\overline{C_2}=i(C_1-C_2)$$
$$\overline{C_4}=i(C_3-C_4)$$

$$Y_{d_m}=\overline{C_1}\cdot r^m\cdot\cos m\psi+\overline{C_2}\cdot r^m\cdot\sin m\psi+$$
$$+\overline{C_3}\cdot R^m\cos m\varphi+\overline{C_4}\cdot R^m\sin m\varphi$$

und hiermit die allgemeine Lösung:

$$Y_{d_m} = a \cdot m^2 + b \cdot m + c + \overline{C_1} \cdot r^m \cdot \cos m\,\psi + $$
$$+ \overline{C_2} \cdot r^m \cdot \sin m\,\psi + \overline{C_3} \cdot R^m \cos m\,\varphi + C_4 \cdot R^m \sin m\,\varphi \quad \ldots\ldots\ldots (39)$$

Die Bestimmungsgleichungen für die Konstanten $\overline{C_1} - \overline{C_4}$ sind unter (37) angegeben.

Beispielsberechnung.

Die auf S. 414 entwickelte Formel soll auf ein praktisches Beispiel angewandt werden. Es soll gezeigt werden, daß durch gewöhnliche Substitution von Zahlenwerten in die entwickelten Endgleichungen schnell der Spannungszustand innerhalb des Rahmenrostträgers für den durch Stirndruck erzeugten Belastungszustand ermittelt werden kann. Als gegeben mögen folgende Zahlengrößen gelten:

$$z = 1{,}2 \qquad n = 4$$
$$a = 6 \qquad \varphi = 1$$
$$l = 6 \cdot h \qquad \eta = 0{,}0625.$$

Die charakteristische Gleichung lautet unter Berücksichtigung der oben angeschriebenen Zahlenwerte:

$$-1 + \zeta \cdot 2{,}275 - \zeta^2 \cdot 1{,}2 = 0.$$

Die Wurzelwerte ζ_1 und ζ_2 werden ermittelt zu

$$\zeta_1 = +1{,}2032$$
$$\zeta_2 = +0{,}6926.$$

Aus Gleichung (17) ist Y_{b_m} ausdrückbar durch

$$Y_{b_m} = -m \cdot 0{,}33333 \cdot w \cdot h + 0{,}3611 \cdot w \cdot h + $$
$$+ \zeta_1^m \cdot 0{,}53997 \cdot w \cdot h - \zeta_2^m \cdot 0{,}1549 \cdot w \cdot h.$$

Die unbestimmten Größen ergeben sich nunmehr nachfolgend für jedes einzelne Fach:

$$Y_{b_0} = +0{,}74617 \cdot W \cdot h$$
$$Y_{b_1} = +0{,}57018 \cdot W \cdot h$$
$$Y_{b_2} = +0{,}40185 \cdot W \cdot h$$
$$Y_{b_3} = +0{,}25020 \cdot W \cdot h$$
$$Y_{b_4} = +0{,}12381 \cdot W \cdot h.$$

Um die erhaltenen Lösungswerte auf ihre Richtigkeit hin zu prüfen, empfiehlt es sich, nachfolgende Kontrolle vorzunehmen.

Man substituiert sämtliche zahlenmäßig erhaltenen Lösungen in die ursprüngliche Differenzengleichung. Die Lösungen müssen dann der Differenzengleichung genügen.

Der Momentenverlauf innerhalb des Rahmenrostträgers ist in Abb. 6 wiedergegeben.

Fall konstanter Trägheitsmomente Auflösung des Differenzengleichungssystems 18, 19.

$$z = 1 \qquad \varepsilon = \nu = 0{,}38$$
$$\varphi = 1 \qquad \beta = 1{,}67$$
$$\vartheta = 1 \qquad n = 4$$
$$\mu = \gamma = 0{,}0625 \quad t = 4.$$

Nach Substitution der Zahlengrößen in das simultane Differenzengleichungssystem 18, 19 erhält man als charakteristische Gleichung:

$$1 - \zeta \cdot 4{,}34815 + \zeta^2 \cdot 7{,}03844 - \zeta^3 \cdot 4{,}34815 + \zeta^4$$

und die Wurzelwerte dieser Gleichung:

$$\zeta_1 = 1{,}68684 + i \cdot 0{,}78524$$
$$\zeta_3 = 1{,}68684 - i \cdot 0{,}78524$$
$$\zeta_2 = \frac{1}{\zeta_1}$$
$$\zeta_4 = \frac{1}{\zeta_3}.$$

Ebenso die B_r-Werte:

$$B_1 = +C_1(0{,}71255 - i \cdot 0{,}99288) = C_1(a - b \cdot i)$$
$$B_3 = +C_3(0{,}71255 + i \cdot 0{,}99288) = C_3(a + b \cdot i)$$
$$B_2 = -C_2(1{,}91210 - i \cdot 0{,}99178) = -C_2(a - \beta \cdot i)$$
$$B_4 = -C_4(1{,}91210 + i \cdot 0{,}99178) = -C_4(a + \beta \cdot i).$$

Der zahlenmäßige Ausdruck für die Belastungsglieder der Gleichungen (18), (19) lautet:

$$B_{d_m} = -m^2 \cdot 0{,}00135\, p \cdot b^2 + m \cdot 0{,}01170\, p \cdot b^2 - 0{,}02543\, p \cdot b^2$$
$$B_{f_m} = -m^2 \cdot 0{,}00048\, p \cdot b^2 + m \cdot 0{,}00428\, p \cdot b^2 - $$
$$- 0{,}00968\, p \cdot b^2.$$

Nach Bestimmung des partikulären Integrals, wie auf S. 416 angegeben, erhält man die allgemeinen Lösungen für Y_{d_m} und Y_{f_m}:

$$Y_{d_m} = m^2 \cdot 0{,}00000002\, p \cdot b^2 - m \cdot 0{,}01584642\, p \cdot b^2 + $$
$$+ 0{,}07130894\, p \cdot b^2 + C_1 \cdot 1{,}8607^m \cdot \cos m \cdot 24^0\,57{,}7' + $$
$$+ C_2 \cdot 1{,}8607^m \cdot \sin m \cdot 24^0\,57{,}7' + C_3 \cdot 1{,}8607^{-m} \cdot $$
$$\cdot \cos m \cdot 24^0\,57{,}7' + C_4 \cdot 1{,}8607^{-m} \cdot \sin m \cdot 24^0\,57{,}7'$$

$$Y_{f_m} = -m^2 \cdot 0{,}010001\, p \cdot b^2 + m \cdot 0{,}09951731\, p \cdot b^2 - $$
$$- 0{,}26686502\, p \cdot b^2 + C_1 \cdot 1{,}8607^m (0{,}71255 \cdot $$
$$\cdot \cos m \cdot 24^0\,57{,}7' + 0{,}992875 \cdot \sin m \cdot 24^0\,57{,}7') + $$
$$+ C_2 \cdot 1{,}8607^m (0{,}71255 \cdot \sin m \cdot 24^0\,57{,}7' - 0{,}992875 \cdot $$
$$\cdot \cos m \cdot 24^0 57{,}7') - C_3 \cdot 1{,}8607^{-m}(1{,}9121 \cdot \cos m \cdot 24^0 57{,}7' $$
$$- 0{,}99178 \cdot \sin m\, 24^0\,57{,}7') - C_4 \cdot 1{,}8607^{-m}(1{,}9121 \cdot $$
$$\cdot \sin m \cdot 24^0\,57{,}7' + 0{,}99178 \cdot \cos m \cdot 24^0\,57{,}7').$$

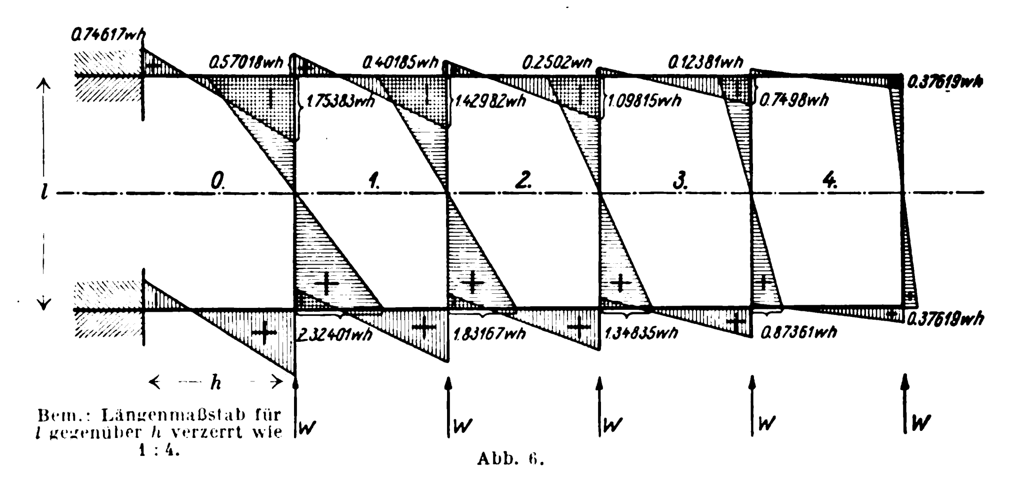


Abb. 6.

Die Rippen werden durch Biegungsmomente erheblich beansprucht. Um jedoch an Gewicht zu sparen, läßt man im Flugzeugbau diese Biegungsmomente durch andere Konstruktionselemente aufnehmen, z. B. durch den ganzen Rahmenrost überdeckende Sperrholzplatten.

Die Konstanten C_1 bis C_4 bestimmen sich aus den Randgleichungen 31. Man erhält für dieselben nachfolgende Zahlenausdrücke:

$$C_1 = +0{,}0004314\, p \cdot b^2$$
$$C_2 = +0{,}0007091\, p \cdot b^2$$



$$C_3 = -0{,}0417254\, p \cdot b^2$$
$$C_4 = -0{,}0168028\, p \cdot b^2$$

und somit die unbestimmten Gruppengrößen:

$$Y_{d_0} = +0{,}0300149\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_1} = +0{,}0326069\, p \cdot b_2$$
$$Y_{d_2} = +0{,}0309836\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_3} = +0{,}0246975\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_4} = +0{,}0146278\, p \cdot b^2$$
$$Y_{f_0} = -0{,}1708140\, p \cdot b^2$$
$$Y_{f_1} = -0{,}1323927\, p \cdot b^2$$
$$Y_{f_2} = -0{,}0903556\, p \cdot b^2$$
$$Y_{f_3} = -0{,}0506650\, p \cdot b^2$$
$$Y_{f_4} = -0{,}0191093\, p \cdot b^2.$$

Die Momentenflächen am statisch unbestimmten System sind aus Abb. 7a ersichtlich. Man erkennt, daß die Riegel nur wenig durch Torsionskräfte beansprucht werden. Es erscheint daher gerechtfertigt, die Torsionssteifigkeit der Riegel zu vernachlässigen.

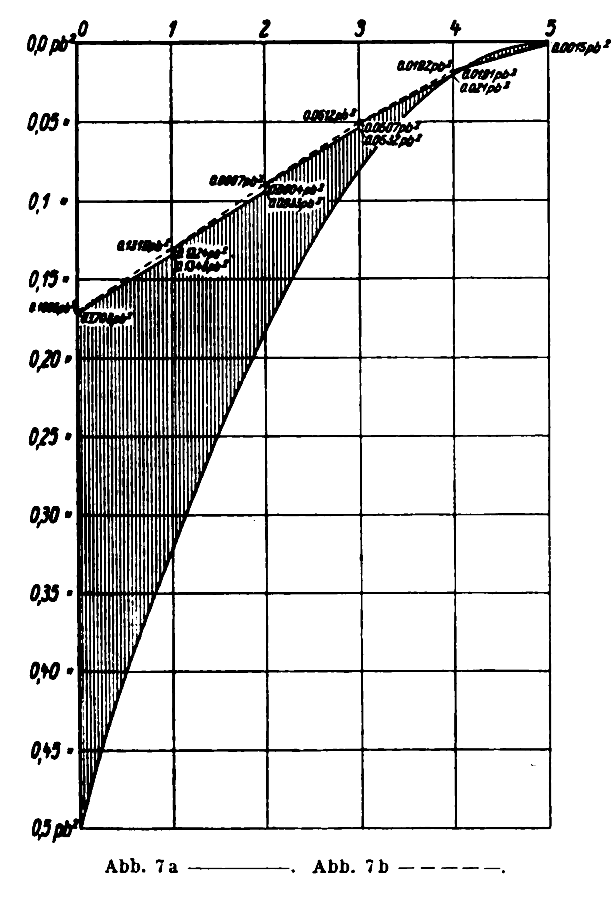


Abb. 7a ————. Abb. 7b – – – – –.

Dasselbe Beispiel soll nunmehr für den Fall biegungs- und torsionssteifer Stiele jedoch nur biegungssteifer Rippen behandelt werden.

Aufzulösen ist die Differenzengleichung (32). Es lautet die charakteristische Gleichung:

$$1 - \zeta \cdot 4{,}30055 + \zeta^2 \cdot 6{,}9251 - \zeta^3 \cdot 4{,}30055 + \zeta^4 = 0$$

und deren Lösungen:

$$\zeta_1 = +0{,}49361 - i \cdot 0{,}233$$
$$\zeta_3 = +0{,}49361 + i \cdot 0{,}233$$
$$\zeta_2 = \frac{1}{\zeta_1}$$
$$\zeta_4 = \frac{1}{\zeta_3},$$

das Belastungsglied nach zahlenmäßiger Auswertung der Koeffizienten:

$$B_{d_m} = m^2 \cdot 0{,}0027\, p \cdot b^2 - m \cdot 0{,}027\, p \cdot b^2 + 0{,}06795\, p \cdot b^2.$$

Der Koeffizientenvergleich ergibt für:

$$a = +0{,}00833\, p \cdot b^2$$
$$b = -0{,}08333\, p \cdot b^2$$
$$c = +0{,}22518\, p \cdot b^2$$

und somit die allgemeine Lösung:

$$Y_{d_m} = +m^2 \cdot 0{,}00833\, p \cdot b^2 - m \cdot 0{,}08333\, p \cdot b^2 + 0{,}22518\, p \cdot b^2 + C_1 \cdot 0{,}54584^m \cdot \cos m \cdot 25^0\, 16{,}1' + C_2 \cdot 0{,}54584^m \cdot \sin m \cdot 25^0\, 16{,}1' + C_3 \cdot 0{,}54584^{-m} \cdot \cos m \cdot 25^0\, 16{,}1' + C_4 \cdot 0{,}54584^{-m} \cdot \sin m \cdot 25^0\, 16{,}1'.$$

Die Konstanten $C_1 - C_4$ sind aus folgenden Randbedingungen zu ermitteln:

1. $Y_{d_{-1}} - 2\, Y_{d_0} + Y_{d_1} = 0$
2. $Y_{d_{-2}} - Y_{d_{-1}} \cdot 4{,}3055 + Y_{d_0} \cdot 5{,}46255 - Y_{d_1} \cdot 2 = +0{,}038475\, p \cdot b^2$
3. $Y_{d_{n+1}} = 0$
4. $Y_{d_{n+2}} = 0.$

Die Auflösung ergibt für die Konstanten nachfolgende Zahlenausdrücke:

$$C_1 = -0{,}084098\, p \cdot b^2$$
$$C_2 = +0{,}006469\, p \cdot b^2$$
$$C_3 = +0{,}000312\, p \cdot b^2$$
$$C_4 = -0{,}000944\, p \cdot b^2$$

und hiermit lauten die einzelnen statisch unbestimmten Gruppengrößen:

$$Y_{d_0} = +0{,}141396\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_1} = +0{,}109956\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_2} = +0{,}075631\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_3} = +0{,}042689\, p \cdot b^2$$
$$Y_{d_4} = +0{,}016064\, p \cdot b^2.$$

Die Momentenflächen am statisch unbestimmten System sind in Abb. 7b dargestellt. Ein Vergleich dieser Momentenflächen mit denjenigen der ersten Berechnung, durchgeführt unter Berücksichtigung torsionssteifer Rippen, zeigt, daß, wie vorauszusehen war, durch die getroffene Vereinfachung keine wesentliche Beeinflussung der ursprünglichen Momenteflächen am statisch unbestimmten System eingetreten ist. Man wird sich daher zweckmäßigerweise letzteren, einfacheren Verfahrens bedienen.

Buchbesprechungen.

Les Tissus Impermeables. Von D. de Prat. 2. Auflage. Librairie polytechnique Ch. Béranger. Paris, Lüttich 1925. Oktav. IV und 162 S., 20 Textabbildungen.

Im ersten Teil seines Werkes behandelt der Verfasser die verschiedenen Verfahren, um Webstoffe gegen Wasser undurchlässig zu machen. Auch die Stoffe selbst, für die diese Verfahren zur Anwendung kommen, werden angeführt.

Von größerer Bedeutung für die Luftfahrt ist der zweite Teil des Buches, in dem die Verfahren zur Erzielung der Undurchlässigkeit gegen Gas bearbeitet sind. Hier ist nach Bespannungsstoffen für Flugzeuge und Hüllen für Ballone und Luftschiffe unterschieden. Der Gummierung der Stoffe ist größerer Raum eingeräumt als der Cellonierung. Goldschlägerhaut ist nur ganz kurz, Goldstoff und Goldhaut sind gar nicht behandelt. Methoden zur Untersuchung undurchlässiger Stoffe werden angegeben. In der Aufzählung der verschiedenen Luftfahrzeugen verwendeten Stoffe vermißt man Daten aus neuerer Zeit.

Trotz mancher Mängel wird das Werk willkommen sein, weil die Literatur über die Webstoffe in der Luftfahrt bisher nicht sehr reichhaltig ist. W. Bl.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [19] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Dreimotoriger De Havilland-Verkehrs-DD, Muster D. H 66, s. Abb., bei der De Havilland Aircraft Co. in Stag Lane für den Luftdienst zwischen Kairo und Bagdad, der im nächsten Frühjahr eröffnet werden soll, im Bau.

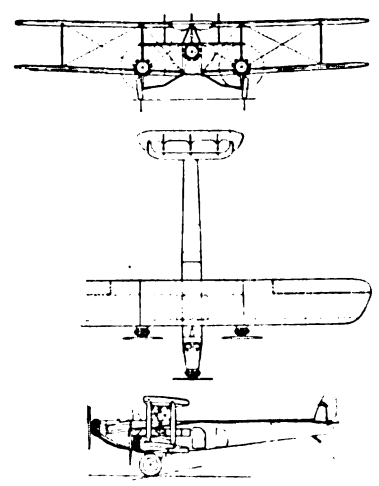


Abb. zu 61901. Dreimotoriger De Havilland-Verkehrs-DD, D. H. 66.

Rumpf rechteckig, Stahlrohrbau mit Stoffbekleidung und Drahtinnenauskreuzung. Längsholme nicht durchlaufend, sondern an den Fachwerkknotenpunkten abgesetzt und wie die Querversteifungen mit Bolzen und Duralumin-Beschlägen an den Knotenblechen befestigt. Zwei nebeneinanderliegende Führersitze vor den Tragdecks auf Oberseite. Fluggastraum aus versteiften Sperrholzwänden, als geschlossener Kasten gebaut und dann in das Rumpfgerüst eingesetzt. Er ist nur an den Knotenpunkten mit dem Stahlrohrgerippe verbunden, um örtliche Belastungen der Rohre zu vermeiden. Große Seitenfenster und seitliche Einsteigtür. Weiter hinten großer Gepäckraum, der in derselben Weise aus Sperrholz gebaut ist und eine besondere seitliche Tür hat. 7 Sitze sind vorgesehen, der übrige Raum soll für Fracht und Post ausgenutzt werden, doch können bei Bedarf mehr Sitze eingebaut werden.

Triebwerk: Mittlerer Motor in Rumpfnase, die beiden seitlichen Motoren auf den Unterflügeln gelagert; die Schrauben überschneiden sich nicht, obgleich sie ziemlich dicht zusammenliegen, da Motoren nicht in gleicher Höhe. Aufhängung an Duralumin-Platte in vier Punkten, diese ist am Rumpfgerüst oder an den Vorderholmen der Unterflügel befestigt. Die Flügel sind an diesen Stellen durch besondere Kastenrippen und Innenstiele verstärkt. Falltanks im Oberdeckmittelteil.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, in geringer V-Stellung; Unterflügel in stärkerer V-Stellung beiderseits Rumpfunterkanten angesetzt. Kastenholme aus Spruce-Flanschen und Sperrholz-Stegen, Spruce-Gitterrippen, Stoffbespannung. Beiderseits des Rumpfes zwei Stielpaare, von denen die inneren an den Seitenmotorträgern angreifen. Drahtverspannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk als Ganzes an Rumpfende angesetzt. Zwei übereinanderliegende Höhenflossen, hinter der unteren ein entlastetes Höhenruder. Drei Kielflossen und entlastete Seitenruder. Die untere Höhenflosse ist im Fluge einstellbar; sie ist im Vorderholm drehbar gelagert, der Hinterholm ist durch ein umgekehrtes Pyramidenfachwerk mit einer Spindel verbunden, die in der Rumpfunterseite gelagert ist. Durch Drehen der Spindel erfolgt die Einstellung der Höhenflosse.

Fahrgestell: Räder in V-Stielen unter den Seitenmotoren, Achsen nach den Rumpfunterkanten hochgezogen. Gummifederung im vorderen V-Stiel.

Spannweite	24,20	m
Länge	10,80	m
Flügeltiefe	3,00	m
Flügelfläche	143	m²
davon Querruder	11,7	m²
Höhenflossen oben	4,00	m²
» unten	5,9	m²
Höhenruder	6,4	m²
Kielflossen	2,2	m²
Seitenruder	4,1	m²
Motoren: Bristol-Jupiter . . rd. 3 ×	450	PS
Leergewicht	4,10	t
Betriebsstoff	1,13	t
Führer und Orter	0,15	t
Nutzlast	1,03	t
Fluggewicht	6,7	t
Flächenbelastung	45,8	kg/m²
Leistungsbelastung	4,9	kg/PS
Flächenleistung	9,5	PS/m²

--- A new De Havilland commercial Aeroplane; Flight 18, Nr. 911 vom 10. Juni 1926, S. 329 bis 333 (9 Sp., 7 Skizzen, 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61901.

Flugzeuge. Comte-Jagd-Einsitzer-HD, Muster A. C. 1, vgl. 61703.

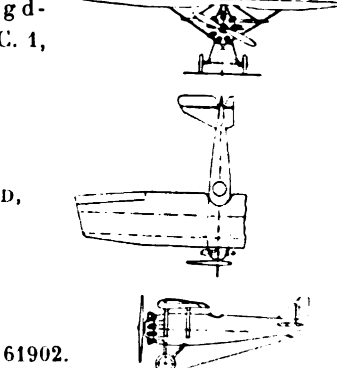


Abb. zu 61902. Comte-Jagd-Einsitzer-HD, Muster A. C. 1.

61902.

Flugzeuge. Wissler-Schul- und Sport-DD, Muster WA-6 und WL-9, von der Wissler Airplane Company, Bellefontaine, Ohio, gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Holzbau mit Sperrholz- und Stoffbekleidung. Der WA-6-DD hat zwei hintereinanderliegende Sitze mit Doppelsteuerung, der WL-9-DD zwei nebeneinanderliegende, ebenfalls mit Doppelsteuerung.

Triebwerk im Vorderteil am Brandschott aufgehängt, Tanks zwischen Motor und Vordersitz.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, zweiteilig; Unterflügel an den Rumpfunterkanten angesetzt. Holzbau mit Stoffbespannung. Oberdeck in der Mitte durch vier kurze Stahlrohrstreben mit Rumpfoberkanten verbunden, beiderseits des Rumpfes ein Stielpaar, Drahtverspannung. Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung.

Wissler-Schul- und Sport-DD	WA-6	WL-9	Maß
Spannweite oben	8,30	9,80	m
» unten	7,30	9,80	m
Länge	5,90	6,30	m
Höhe	2,50	2,50	m
Flügeltiefe	1,20	1,30	m
Flügelschnitt	Wissler 16	verbesserter U.S.A. 27	—
Flügelfläche	17,1	22,7	m²
davon Querruder	1,5	1,9	m²
Motor	Anzani 6 A-3	Rhône	—
Leistung	75	80	PS
Leergewicht	0,335	0,419	t
Zuladung	0,214	0,248	t
also Fluggewicht	0,549	0,667	t
Flächenbelastung	32,1	29,5	kg/m²
Leistungsbelastung	7,3	8,4	kg/PS
Flächenleistung	4,4	3,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	193	153	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	136	129	km/h
Landegeschwindigkeit	65	48	km/h
Steigt auf 0,21 km in	1		min
» » 0,31 » »		1	min
» » 1,50 » »	10		min
» » 2,30 » »		10	min
Schnellflugzahl	29,0	18,9	—
Weitflugzahl	5,2	4,8	—
Flugdauer	3	3,5	h

— The two new Wissler Airplanes; Aviation **20**, Nr. 21 vom 24. Mai 1926, S. 792 bis 794 (6 Sp., 4 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61903.

Flugzeuge. Schimünkü-Klein-H D.

Rumpf rechteckig, bootsförmig, hinten in senkrechte Schneide auslaufend. Holzbau, stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil. Motor an Stahlblechplatte befestigt. Falltank.

Tragdeck besonderer Form, in Mitte und an den Enden sich verjüngend, zweiholmig, durch 2 Paar parallele Stahlrohrstreben mit Holzverschalung zu Rumpfunterkanten abgefangen, stoffbespannt. Rechteckige Querruder.

Leitwerk gewöhnlich, geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell aus zwei Streben (Curtiss Bauart), durchlaufende, gummigefederte Achse.

Spannweite	8,00	m
Länge	4,60	m
Mittlere Flügeltiefe	1,087	m
Seitenverhältnis	7,36	
Flügelfläche	8,70	m²
Motor: Clerget-Regnault 2 zyl. luftgek.	14	PS
Leergewicht	102,0	kg
Zuladung	83,0	kg
Fluggewicht	185,0	kg
Flächenbelastung	21,3	kg/m²
Leistungsbelastung	13,4	kg/PS
Flächenleistung	1,61	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	105,0	km/h
Schnellflugzahl	12,0	
Weitflugzahl	5,0	
Flugbereich 2,5 h	260,5	km

— Über unsere Amateur-Kleinflugzeuge. Letectvi (Das Flugwesen) **6**, Nr. 2 vom Februar 1926, S. 32 bis 34 (6 Sp., 1 Lichtdild und 6 Risse). *Sy. H.* 61904.

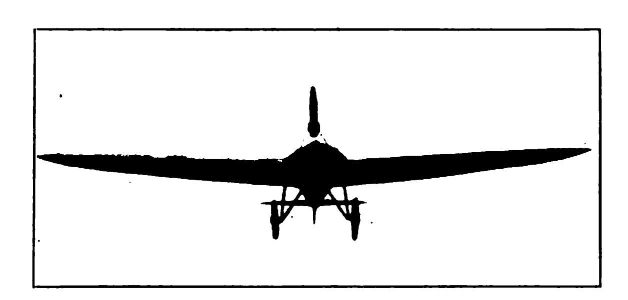
Flugzeuge. Bäumer-Sausewind II-Sport-ED, Muster B. IV, als Vervollkommnung des aus dem Deutschen Rundflug 1925 bekannten Sausewind I (vgl. 51405) gebaut (s. Abb.).

Allgemeiner Aufbau wie beim Sausewind I.

Rumpf oval, mit Sperrholz beplankt.

Tragdeck einholmig, freitragend, mit Sperrholz beplankt.

Leitwerk: unausgeglichene Ruder, sperrholzbeplankt.



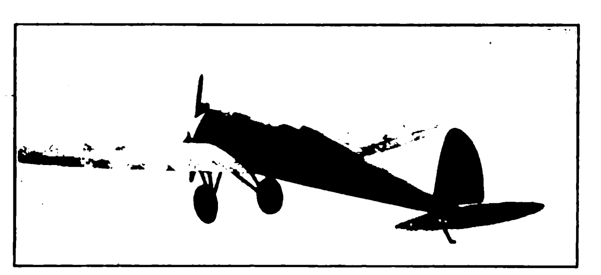


Abb. zu 61905. Bäumer-Sausewind II-Sport-ED.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, Federung im Flügel.

Spannweite		9,15	m
Länge		6,26	m
Flügelfläche		11,3	m²
Motor: Wright Gale L 4		65	PS
Leergewicht	0,295 t		
Zuladung	0,280 t		
also Fluggewicht	0,575 t		
Flächenbelastung		51,0	kg/m²
Leistungsbelastung		8,9	kg/PS
Flächenleistung		5,8	PS/m²
Geschwindigkeit	rd.	200	km/h
steigt auf 1 km in		6	min
Gipfelhöhe		5,5	km
Schnellflugzahl	rd.	25,0	
Weitflugzahl	rd.	2,1	
Hochflugzahl		9,9	

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 61905.

Flugzeuge. Amerikanischer Jagd-DD, Muster F 4 C-1, von C. W. Hall, New York, zusammen mit der Curtiss Aeroplane and Motor Co. Inc., in Anlehnung an den Marine-TS-DD gebaut. Die Abmessungen beider Flugzeuge sind annähernd dieselben; während der TS-DD in üblicher Holzbauweise hergestellt ist, ist der F 4 C-1-DD ein Ganzleichtmetallbau mit Stoffbespannung, dessen Flugwerkleergewicht um die Hälfte leichter als das des TS-DD ist.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Vier Duralumin-Längsholme, die fachwerkartig durch kurze Rohrstücke miteinander verbunden sind. Die Knotenpunkte sind so ausgebildet, daß die Rohrzwischenstücke an den Enden aufgeschlitzt, über kurze, besonders geformte Blechstücke geschoben und mit diesen vernietet sind. Bei Rohrstößen sind die Rohrenden ineinander und über einen besonderen Hohlkörper geschoben, dessen Außenseite im Mittelteil Abflachungen hat, während die Enden rund sind und den Innendurchmesser des inneren Rohres haben; über das Ganze wird ein Ring aufgepreßt.

Triebwerk im Vorderteil in üblicher Weise am Brandschott mit 4 Bolzen aufgehängt und als Ganzes ausbaubar.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, ohne Pfeil- und V-Stellung. Unterflügel in leichter V-Stellung an Flügelstummeln, die an den Rumpfunterkanten angreifen,

angesetzt. Duralumin-Gitterholme; aus Duraluminblech in einem Stück gestanzte und gepreßte Rippen, Duraluminrohr-Innenstiele, Draht-Innenverspannung. Bis zum Vorderholm auf Oberseite mit Aluminiumblech, sonst mit Stoff bekleidet. In der Mitte Baldachin aus zwei oben spitz zusammenlaufenden N-Stielen, an den Enden schräges N-Stielpaar, von dessen Knotenpunkten an Oberflügeln Streben zu den Holmanschlüssen der Unterflügel laufen; von hier gehen kurze Stiele zu den Rumpf-Baldachin-Knotenpunkten. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, V-Streben greifen an den Unterflügelstutzen an, Gummifederung.

Flugzeug	F 4 C-1-DD	TS-DD	Maß
Spannweite	7,6	7,6	m
Länge	6,3	6,5	m
Höhe	2,6	2,7	m
Motor	Wright Whirlwind		—
Leistung	200		PS
Flügelrippen	6,9	14,4	kg
Flügelholme	15,6	22,2	kg
Stiele, Beschläge u. Bolzen	6,3	12,0	kg
Vorderkante	1,7	2,5	kg
also Tragdecks	30,5 30,5	51,1 51,1	kg
Flügelstummel-Rippen	2,9	3,9	kg
Holmstummel	7,2	3,0	kg
Beschläge, Vorderkante u. Bespannung	3,5	15,2	kg
also Flügelstummel	13,6 13,6	22,1 22,1	kg
Querruder	4,8	5,9	kg
Stiele u. Spanndrähte	10,2	33,0	kg
daher Tragwerkleergew.	59,1	121,1	kg
Höhenruder u. Flosse	6,2	10,4	kg
Seitenruder u. Kielflosse	2,5	3,9	kg
Leitwerkleergewicht	8,7 8,7	14,3 14,3	kg
Rumpflängsholme	3,2	9,7	kg
Rumpfstreben	4,5	14,1	kg
Beschläge, Bolzen usw.	2,9	6,8	kg
Motorträger	2,7	5,2	kg
Heckpfosten	0,2	0,4	kg
Rumpfleergewicht	13,5 13,5	36,2 36,2	kg
daher Flugwerkleergew.	71,3	171,6	kg
Leergewicht	467,0	553,0	kg
Zuladung	306,0	313,0	kg
also Fluggewicht	773,0	866,0	kg
Leistungsbelastung	3,9		kg/PS
Höchstgeschwindigkeit	203		km
Steigt auf 1,5 km in	3,3		min
» » 3,0 » »	8,2		min
» » 4,5 » »	16,5		min
Gipfelhöhe	5,6		km
Weitflugzahl	3,3		—
Flugweite	850		km

— *C. W. Hall*, Metal Construction of Airplanes; Aviation **20**, Nr. 20 vom 17. Mai 1926, S. 744 bis 748 (9 Sp., 9 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61906.

Flugzeuge. Dreimotoriger Sikorsky-Verkehrs-DD, Muster S-35, s. Abb., der Sikorsky Airplane Co., Roosevelt Field, L. I. Mit einem besonders ausgerüsteten Flugzeug dieses Musters, das auch im Aufbau kleine Abweichungen zeigt, will René Fonck in ununterbrochenem Fluge von New York nach Paris fliegen.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Im Vorderteil auf der Oberseite geräumiger Führersitz, dahinter großer Fluggastraum mit seitlicher Einsteigtür und großen Fenstern. Gerüst aus quadratischen Duraluminrohren; vier durchlaufende Längsträger, durch Dreieckfachwerk miteinander verbunden, Drahtauskreuzungen, die im Rumpfvorderteil durch feste Streben ersetzt sind; die Strebenverbindungen sind besonders einfach. Fluggastraum mit Sperrholz beplankt, sonst stoffbespannt.

Triebwerk: Mittelmotor in Rumpfnase, Seitenmotoren in besonderen Motorgondeln seitlich vom Rumpf und in

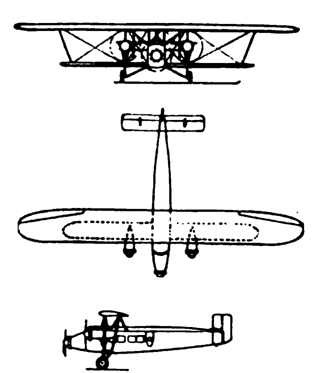


Abb. zu 61907. Sikorsky-Verkehrs-DD, S-35.

Mitte zwischen den Tragdecks gelagert. Vier Falltanks in Flügelnase des Oberdecks; beim »Transatlantic«-DD sind im Fluggastraum und in den Motorgondeln Zusatztanks angeordnet.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, kleinere Unterflügel seitlich der Rumpfunterkanten ohne Staffelung angesetzt. Gleichbleibender Flügelschnitt über ganze Spannweite, Enden elliptisch abgerundet. Zwei Duralumin-I-Holme aus einer Stegplatte mit angenieteten Gurtwinkeln, N-Streben aus quadratischem Duraluminrohr als Innenstiele, Drahtinnenverspannung, Gitterrippen aus U-Duralumin-Profilen und Umrandungsblechstreifen, Stoffbespannung. Querruder nur an Oberflügeln. Oberdeckmitte durch zwei kurze N-Stiele mit Rumpfoberkanten verbunden, Seitenmotorgondeln gegen Ober- und Unterdeck abgestützt, an den Flügelenden schräges Stielpaar. Drahtverspannung.

Leitwerk: rechteckige Höhenflosse auf Rumpfoberkante liegend, unausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder; ein mittleres und zwei seitliche Seitenruder. Aufbau wie bei den Tragdecks. Durch die seitlichen Seitenruder erfolgt der Momentausgleich beim Ausfall eines Seitenmotors.

Fahrgestell: Räder sind in V-förmiger Strebe unter den Seitenmotoren gelagert und gegen Rumpfunterkanten durch dritte Strebe abgefangen; keine durchlaufende Achse, Gummifederung. Der Transatlantic-DD hat außerdem unter dem Rumpf ein entlastendes Zusatzfahrgestell, das unmittelbar nach dem Start abgeworfen werden kann.

Sikorsky-DD	S-35	Transatlantic-DD	Maß
Spannweite oben	23,2	30,8	m
» unten	—	23,3	m
Länge	13,4	—	m
Höhe	5,1	4,9	m
Flügelfläche	78	102	m²
Motor	Rhône-Jupiter	Rhône-Jupiter	—
Leistung	3 × 400	3 × 400	PS
Leergewicht	3,27	3,63	t
Ausrüstung, Besatzung	} 1,56	{ 0,45	t
Betriebsstoff		6,90(!)	t
Nutzlast	1,44	—	t
also Zuladung	3,00 3,00	7,35 7,35	t
daher Fluggewicht	6,27	10,98	t
Flächenbelastung	80,5	107,5(!)	kg/m²
Leistungsbelastung	5,2	9,2	kg/PS
Flächenleistung	15,4	10,9	PS/m²
Höchstgeschw.	258	—	km/h
Betriebsgeschw.	225	—	km/h
Landegeschw.	185	—	km/h
Gipfelhöhe	4,5	—	km
Schnellflugzahl	19,9	—	—
Weitflugzahl	5,5	—	—
Hochflugzahl	6,03	—	—

— The Sikorsky Transatlantic Plane; Aviation 20, Nr. 22 vom 31. Mai 1926, S. 834 bis 835 (4 Sp., 3 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61907.

Flugzeuge. Fairey-See- oder Land-DD, Serie III, s. Abb.

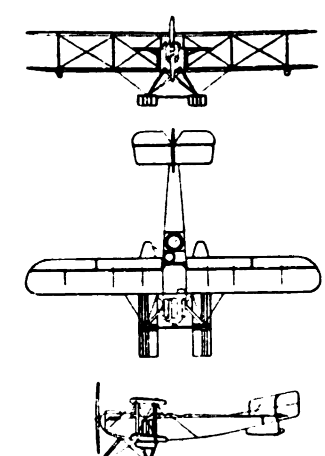


Abb. zu 61908. Fairey-See-DD, Serie III.

Fairey	See-DD	Land-DD	Maß
Spannweite	14,03	14,03	m
Länge	11,1	9,7	m
Höhe	4,0	3,7	m
Flügelfläche oben	22,9	22,9	m²
» unten	21,2	21,2	m²
Gesamtflügelfläche	44,1	44,1	m²
davon Querruder	5,8	5,8	m²
Höhenflosse	3,0	3,0	m²
Höhenruder	1,9	1,9	m²
Kielflosse	1,3	1,3	m²
Seitenruder	0,8	0,8	m²
Motor	Napier-Lion oder Rolls-Royce-Eagle IX		—
Leistung	500	500	PS
Drehzahl	2200	2200	U/min
Untersetzung	0,6	0,6	—
Flugwerkleergewicht	952 kg[1])		
Triebwerkleergewicht	653 kg[1])		
Leergewicht	1605 kg[1]) 1,61[1])	1,45	t
Zuladung	0,80[1])	0,84	t
also Fluggewicht	2,41[1])	2,29	t
Flächenbelastung	54,7	52,0	kg/m²
Leistungsbelastung	4,8	4,6	kg/PS
Flächenleistung	11,3	11,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	194	202	km/h
Geschwindigkeit in 2 km	186	195	km/h
» » 5 »	159	173	km/h
Steigt auf 1 km in	3,6	3,8	min
» » 2 » »	7,0	6,7	min
» » 3 » »	13,0	11,8	min
» » 4 » »	22,2	19,2	min
» » 5 » »	35,5	33,4	min
Gipfelhöhe	5,6	5,8	km
Schnellflugzahl	11,9	13,0	—
Weitflugzahl	3,5	3,5	—
Hochflugzahl	5,6	5,5	—

[1]) Nach Angaben der Flugprüfungsabteilung (Air-worthiness Departement).

— Fairey Série III, L'Aéronautique 8, Nr. 84 vom Mai 1926, Beilage Nr. 4 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 61908.

Flugzeuge. Supermarine-Swan-Verkehrsflugboot-DD wurde 1924 im Auftrage des Luftministeriums von den Supermarine Aviation Works, Ltd., Southampton, als Verkehrsflugboot gebaut, dann aber nach erfolgreichen Probeflügen für militärische Zwecke umgeändert, bekannt als »Southampton-Flugboot«; jetzt ist es als Verkehrsflugboot neu herausgebracht worden.

Fluggastraum mit 10 Sitzen in der Mitte des Bootsrumpfes; neben jedem Sitz runde Fenster. Im Vorschiff Gepäckraum, der durch Tür mit Fluggastraum verbunden ist; eine Lukenöffnung im Rumpfdeck. Im Hinterschiff Toiletten- und Waschraum. Führer und Orter sitzen in einem besonderen, auf den Bootskörper in Mitte Schiff aufgesetzten Führerraum; sonstiger Aufbau wie beim früheren Muster.

— The Supermarine »Swan« Commercial Flying Boat; Flight 18, Nr. 24 vom 17. Juni 1926, S. 344 bis 345 (2 Sp., 5 Lichtb.). *H.* 61909.

Flugzeuge. Dreimotoriger Armstrong-Whitworth-»Argosy«-Verkehrs-DD, s. Abb.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Stahlrohrbau ohne Schweißung mit Stoffbespannung. Zweisitziger Führerraum mit Doppelsteuerung auf Rumpfoberseite unmittelbar hinter dem Mittelmotor, anschließend ein kleiner Raum für die F.T.-Einrichtung mit kleinem Fenster nach dem Fluggastraum, so daß vom Führerraum aus dieser übersehen werden kann. Dieser hat 20 Sitze in zwei Reihen mit dazwischenliegendem Gang, große Seitenschiebefenster in Kopfhöhe; eine Einsteigtür an Backbord. Über den Sitzen sind Netze für Hüte und kleines Handgegepäck angeordnet.

Triebwerk: Mittelmotor in Rumpfnase, Seitenmotoren in Gondeln am ersten seitlichen, besonders versteiften Stielpaar zwischen den Tragdecks.

Tragdecks in V-Stellung, ohne Staffelung, fünfteilig. Oberdeck durchlaufend, Unterflügel seitlich von Rumpfunterkanten angesetzt. Beiderseits drei Stielpaare; die Innenpaare tragen die Seitenmotoren und sind gegen Rumpfmitte besonders abgestützt. Drahtverspannung. Ausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

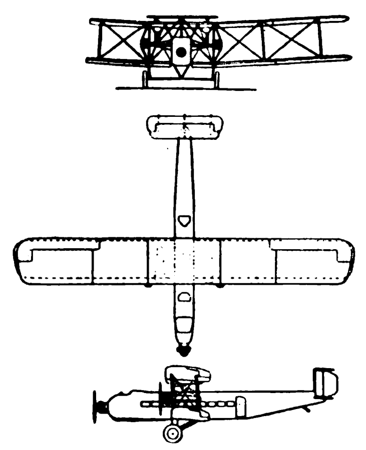


Abb. zu 61910. Armstrong-Whitworth-Argosy-Verkehrs-DD.

Leitwerk: Zwei Höhenflossen- und ausgeglichene Ruder übereinander, dazwischen drei nebeneinanderliegende unausgeglichene Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, unter Rumpfmitte gelenkig gelagerte Radachsen.

Spannweite	27,60	m
Länge	19,80	m
Flügelfläche	174	m²
Motoren: Siddeley-Jaguar	3 × 400	PS
Nutzlast	2,15	t
Fluggewicht	8,13	t
Flächenbelastung	46,7	kg/m²
Leistungsbelastung	6,8	kg/PS
Flächenleistung	6,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	rd. 176	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	rd. 150	km/h
steigt auf 0,9 km in	5	min

Schnellflugzahl	14,1	
Weitflugzahl	4,4	
Flugweite	650	km

— The Armstrong-Whitworth »Argosy«, Flight 18, Nr. 26 vom 1. Juli 1926, S. 368 bis 369 (4 Sp., 2 Lichtb., 3 Risse). *H.* 61910.

Flugzeuge. Nieuport-Delage-Jagd-DD, Muster 29 C-1, s. Abb. Holzbau mit Stoffbespannung.

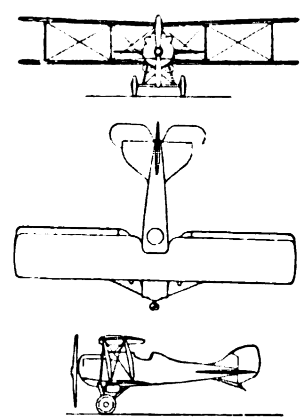


Abb. zu 61911. Nieuport-Delage-Jagd-DD, 29 C-1.

Spannweite		9,70	m
Länge		6,50	m
Höhe		2,66	m
Flügelfläche oben		14	m²
» unten		13	m²
Gesamtflügelfläche		27	m²
davon Querruder		2	m²
Motor: Hispano-Suiza		300	PS
Tragwerkleergewicht	452 kg		
Triebwerkleergewicht	380 kg		
Leergewicht	832 kg	0,832	t
Zuladung		0,360	t
also Fluggewicht		1,192	t
Flächenbelastung		44,0	kg/m²
Leistungsbelastung		3,9	kg/PS
Flächenleistung		11,2	PS/m²
Prüfflug ergab:			
Leergewicht		0,742	t
Zuladung		0,360	t
also Fluggewicht		1,102	t
Flächenbelastung		40,8	kg/m²
Leistungsbelastung		3,7	kg/PS
Flächenleistung		11,2	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit in Bodennähe		230	km/h
» in 2 km		222	km/h
» in 4 km		214	km/h
» in 5 km		208	km/h
steigt auf 1 km in		2,0	min
» » 2 km in		4,0	min
» » 3 km in		6,7	min
» » 4 km in		9,7	min
» » 5 km in		13,2	min
» » 6 km in		18,6	min
Gipfelhöhe		7,6	km
Schnellflugzahl		19,5	—
Weitflugzahl		3,2	—
Hochflugzahl		6,6	—

— Nieuport-Delage, type 29 C-1; L'Aéronautique 8, Nr. 85 vom Juni 1926, Beilage 5 (2 Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61911.

Flugzeugverwendung. Kieferspannerbekämpfung durch ausgetreutes Estrumit (12 vII AS_2O_5) wurde im September 1925 im Forstamt Ensdorf durch die Firma Merk ausgeführt. Als Streumaschine diente ein Junkers F 13-TD, in den ein besonderer Zerstäuberrotor eingebaut war. Die gewöhnliche Ladung des Flugzeuges betrug 250 kg Estrumit, mit der 5 ha bestreut werden konnten. Geflogen wurde nur bei Windstille oder ganz schwachem Winde, bei klarem, sonnigem Wetter mit aufsteigenden Luftströmen nur des Morgens und Abends. Bei Vorder- und Rückwind rollt sich die Staubwolke auf oder ab, so daß nur ein ganz schmaler Waldstreifen, rd. 30 bis 50 m breit, mit Staub belegt wird, dieser noch ganz unzureichend, da der Staub gewisse Zeit zum Setzen braucht, diese Zeit aber genügt, um den größten Teil der Wolke aus dem Schlag herauszuwehen. Am günstigsten liegen die Verhältnisse bei Seitenwind.

Der größte Feind der Flugzeugbestäubung ist ungünstiges Wetter. Bei Wind über 2 bis 3 m/s, Regen oder Sonnenbestrahlung ist Fliegen zwecklos. Bei Sonnenerwärmung wird das Pulver rd. 100 m trombenartig hochgewirbelt. In der Streukegelmitte ist die Giftwirkung gut (100 vII), an der Randzone ist die Abtötungsziffer sehr gering. Die Giftmenge, 50 kg/ha, war zu gering, besonders da, wo die Länge der Baumkronen 5 m überstieg. Der ungünstigste Monat zur Spannerbekämpfung ist der August, aber wegen der Beerenlese ist die Bekämpfung dann unmöglich.

Die Versuche haben gezeigt, daß das Verfahren noch sehr verbesserungsbedürftig ist. Da die Kosten für Firmen zu hoch sind, müßten wenigstens die Flugzeuge vom Reich oder den Ländern zur Verfügung gestellt werden.

»Die Ansicht, daß es von nun an keine sterbenden Wälder mehr geben wird, ist etwas zu optimistisch, wenigstens nach dem heutigen Stand der Flugzeugmethode.«

— *K. Escherich*, Die »Flugzeugbekämpfung« des Kiefernspanners im bayrischen Forstamt Ensdorf; Forstwissenschaftliches Zentralblatt, Nr. 3, 1926, S. 73 bis 94 (19 Sp., 8 Abb., Zahlenang.). *H.* 61912.

Luftschiffe. Mastverankerung wird Luftschiffhallen nie ersetzen können, da die Luftschiffe zu empfindlich sind, um wirklich schwere Stürme am Mast abzuwettern; auch darf die Stoffaußenhaut des Schiffes nicht monatelang den Unbilden der Witterung ausgesetzt werden.

Die vollendetste Ankermastanlage befindet sich in Lakehurst, N. Y.: ein Dreibeinmast, ähnlich dem Eiffelturm, trägt in 42 m Höhe eine Plattform, die rings von starken Scheinwerfern umgeben ist; sie ist durch einen Aufzug mit dem Windenhaus zwischen den drei Turmfüßen verbunden. Etwa 3,5 m höher liegt die **Hauptplattform**, auf welcher die Apparate zur Nachrichtenübermittlung und der Regler der Hauptwinde stehen; sie ist durch die Laufbrücke mit dem Luftschiff verbunden. Eine dritte kleinere Plattform umgibt das elastische, nach allen Richtungen um 30° aus der Senkrechten schwenkbare, teleskopartige Verankerungsrohr, das an seiner Spitze einen topfartigen Kopf trägt, in den ein am Bug des Luftschiffes befestigter Konus mittels des Hauptankerseils hineingezogen und darin durch drei Sperrklinken gesichert wird. Die Rohrleitungen für Traggas, Benzin, Öl und Ballastwasser führen auch bis zur dritten Plattform. Die Rohrquerschnitte sind ausreichend für Lieferung von 8,2 t/h Wasser, 6800 l/h Benzin und 8500 m³/h Traggas.

»Dreiseilverankerung« von G. H. Scott: Das Schiff fährt gegen den Wind in Richtung auf den Mast, Hauptankertrosse des Schiffes und des Mastes werden am Boden miteinander verbunden, langsames Einholen des Schiffes bis auf 150 m, Verbinden der beiden seitlich an der Spitze angreifenden Hilfsankertrossen mit den entsprechenden Holtrossen der Hilfswinden; diese laufen über Rollenböcke, die 60° seitlich aus der Windrichtung am Boden um den Turm herum angeordnet sind; alle drei Leinen werden dann gemeinsam weiter angeholt, bis die Länge der Seitenleinen genau der Entfernung von der Mastspitze bis zu den Rollenböcken entspricht. Die Seitenwinden werden dann gestoppt und nur das Haupttau wird weitergeholt. Die Schiffsspitze nähert sich dann tangential dem Verankerungsrohr und

kann sicher in den Ankerkopf hineingezogen werden, was ohne die Seitenleinen bei Wind sehr schwierig war. Nach der Verankerung werden diese lose gegeben.

Der Start erolgt mit statisch leichtem Schiff durch einfaches Lösen der Ankerkupplung. Schwierigkeiten bietet die Beurteilung des Trimmzustandes, da die dynamischen Wirkungen des Windes am gefesselten Luftschiff diese erschweren.
— *W. Scherz*, Die Bedeutung der Mastverankerung für Luftschiffe; Luftfahrt **30**, Nr. 13 vom 5. Juli 1926, S. 197 bis 200 (6 Sp., 7 Lichtb., 4 Skizzen). *H.* 61913.

Meßgeräte. Lichtbild-Start- und Landungsmessungen sind möglich, wenn das Flugzeug gerade von hinten oder vorne in der Flugbahnebene beim Geradeausflug aufgenommen wird. Aus der Linsenbrennweite, der bekannten Spannweite des Flugzeugs (am besten zwischen zwei Flügelmarken) und ihrem gemessenen Bild sowie der auf dem Bild gemessenen Höhe des Flugzeuges über dem Horizont läßt sich die Entfernung des Flugzeuges vom Standpunkt der Kammer errechnen. Die DVL führte zahlreiche Messungen aus; nach den Erfahrungen wurde eine Reihenbildkammer gebaut, die 150 Aufnahmen hintereinander in Abständen von 1 s zu machen gestattet. Zur genauen Zeitbestimmung wird eine Stoppuhr mit aufgenommen.
— *Spieweck*, Photogrammetrische Start- und Landungsmessungen; vorgetragen auf der Jahresversammlung der WGL in Düsseldorf am 18. Juni 1926; Bericht nach Presseauszug. *H.* 61914.

Meßgeräte. Wigandsche Sichtmesser ermöglichen auf Grund eines Nullverfahrens die genaue Bestimmung der Sicht. Der Trübung der Luft wird eine künstliche Trübung in dem Maße hinzugefügt, daß ein Ziel bekannter Entfernung gerade eben nicht mehr erkennbar wird. Die künstliche Trübung wird auf drei Arten erzielt:

1. Beim Stufen-Sichtmesser ist ein Satz von 7 Mattglasfiltern auf einer drehbaren Scheibe so angeordnet, daß die einzelnen Filter revolverartig vor das Auge gebracht werden können. Zur Feineinstellung dient ein Filter auf einer zweiten kleineren Scheibe, mit dem die erste Scheibe überdeckt werden kann, so daß eine Trübung in 15 Stufen möglich ist.

2. Beim Blenden-Sichtmesser tritt an Stelle der unstetigen Veränderlichkeit des Stufen-Sichtmessers eine stetig, durch eine Irisblende veränderte Trübung. Auf der einen Seite eines Rohres ist ein Mattglas vom Trübungsgrad 14 bis 15, auf der anderen Seite eine Blende, deren Verstellhebel auf einer in Trübungsgrade geteilten Skala spielt. Die Rohrlänge kann verändert werden, wodurch eine weitere Verfeinerung der Skala ermöglicht wird.

3. Der Keil-Sichtmesser ist mit stetig veränderlicher Filtertrübung durch einen Trübungs-Kreiskeil (Fabrikat der Ica A.-G., Dresden) an Stelle der Glasfilter beim Stufen-Sichtmesser versehen; der sonstige Aufbau ist ähnlich wie bei diesem. Eine Skala gibt den Trübungsgrad an.

Auf Grund einer einfachen Beziehung zwischen Entfernung, der besten Sicht und der gemessenen Filtertrübung läßt sich der optische Trübungsgrad für die Entfernungseinheit berechnen, sein reziproker Wert ist die Sicht.

Genauere Messungen erfordern Korrekturen, besonders bei Sonnenschein, da die Sicht von der Beleuchtungsrichtung stark beeinflußt wird.
— *A. Wigand*, Die Messung der Sicht mit dem Sichtmesser; Zeitschrift für Instrumentenkunde **45**, Nr. 9, 1925, S. 411 bis 416 (6 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 61915.

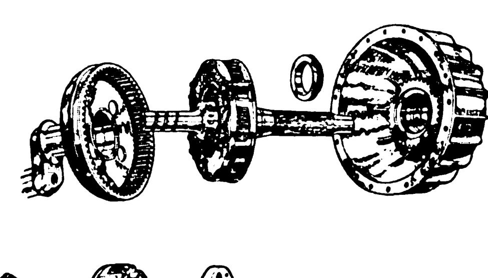
Motoren. 450 PS-BMW-Motor, Muster VI, der Bayrischen Motoren-Werke, von Fritz entworfen. Stahl-Zylinder, mit aufgeschweißten Stahlblech-Kühlmänteln, in 2 Reihen und 60° V-Stellung.
Leichtmetallkolben.
Kurbelgehäuse aus Aluminium.
Hängende Ventile, durch über ihnen angeordnete Steuerwelle und Schwinghebel betätigt. Steuerwellenantrieb durch Kegelräder und senkrechte Welle auf der Hinterseite des Motors. Zwei Magnete, Höhenvergaser.

Zylinderzahl	12
Bohrung	160 mm
Hub	190 mm
Verdichtungsverhältnis	1 : 6
Dauerleistung	450 PS
Höchstleistung	600 PS
Drehzahl bei Dauerleistung	1300 U/min
Drehzahl bei Höchstleistung	1600 U/min
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,225 kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,015 kg/PSh
Gewicht ohne Wasser, Öl, Nabe und Auspufftopf	505 kg
Gewicht vollständig	840 kg
Einheitsgewicht	1,13 bzw. 1,87 kg/PS
Wasserinhalt des Motors	19 kg
Ölinhalt des Motorgehäuses	6 kg
Schraubennabe	12 kg

— Flugmotor BMW. VI 450/600 PS; Flugsport **18**, Nr. 11 vom 26. Mai 1926, S. 215 bis 217 (2½ Sp., 1 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 61916.

Motorenteile. Ventilschließzeit-Änderung durch Getriebe ist von H. R. Ricardo für Höhenmotoren vorgeschlagen worden, um den, durch die in größerer Höhe geringere Luftdichte bedingten schlechteren Lieferungsgrad und das kleinere Verdichtungsverhältnis zu verbessern. Die Einlaßventile schließen in Bodennähe später, so daß ein Teil des verdichteten Gemisches wieder zurückströmt, aber nicht verlorengeht, sondern anderen Zylindern zugute kommt. Die Schließzeiten werden durch doppeltes Epizykloidengetriebe geändert, das durch zwei Schneckenräder angetrieben wird. Trotz des geringen Hubverhältnisses von 1 :1,3 gelang es, ein Verdichtungsverhältnis von 1 :6,3 zu erzielen, ohne eine neue Verdichtungskammer einzubauen. Versuche auf dem Prüfstand und im Flugzeug ergaben ein Mehrgewicht von 1,8 kg, höherer Brennstoffverbrauch war nicht feststellbar; Steig- und Fluggeschwindigkeit für verschiedene Höhen nahm zu.
— Variable Engine Time; Automotive Industries **54**, Nr. 17 vom 29. April 1926, S. 728 (2 Sp., 1 Zeichnung, 1 Schaubild). *W., H.* 61917.

Motorteile. Lorraine-Dietrich-Getriebe, s. Abb. Die Kurbelwelle trägt am Vorderende eine Scheibe mit Innenverzahnung, die in die sechs mit der Schraubenwelle durch einen besonderen Lagerkranz verbundenen Planetenräder



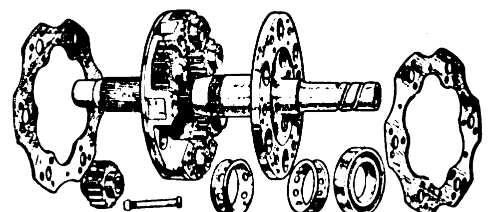


Abb. zu 61918. Lorraine-Dietrich-Getriebe.

eingreift. Die Planetenräder rollen dabei um ein fest im Gehäusevorderteil liegendes Zahnrad. Untersetzung 1 :1,545. Die Schraubenwelle ist einmal auf einem Druck- und Trag-Kugellager im Gehäusevorderteil, dann auf einem Rollentraglager in der Kurbelwelle gelagert. Druckschmierung der

Lager durch die hohle Kurbelwelle; der Gehäuseunterteil dient als Ölbad für die Planetenräder.
— Le démultiplicateur Lorraine-Dietrich; L'Aéronautique **8**, Nr. 84 vom Mai 1926, Beilage Aérotechnique **4**, Nr. 41, S. 173 (1 Sp., 2 Skizzen). *H.* 61918.

Motorteile. Geräuschloser Romino-Auspufftopf aus einem Rohr, in dem zwei Venturidüsen einander gegenüberliegen und mit ihren engsten Stellen aneinanderstoßen; die Außenränder der Düsen sind mit dem Rohr verschweißt. Am Scheitelpunkt der Düsen befinden sich Bohrungen zum umgebenden Raum des Zylinders, der durch spiralig eingebaute Querwände nach dem Motor hin allmählich verengt wird. Die Auspuffgase dehnen sich in diesem Raum infolge der Erweiterung aus und kühlen sich an den Wänden ab. Im vorderen Venturirohr ist eine zweite Venturidüse angeordnet, deren Austrittsende kurz vor den Bohrungen liegt. Durch den hier entstehenden Unterdruck werden die Auspuffgase abgesaugt. Ist bei zu geringem Fahrtwind der Unterdruck zu klein, so tritt das Gas durch Ausgleichöffnungen ins hintere Venturirohr, reißt die Luft mit sich nach hinten und erzeugt so an den eigentlichen Austrittsbohrungen den nötigen Unterdruck.

Versuche ergaben, daß in 1,2 km Höhe das Motorengeräusch am Boden nicht mehr zu hören war. Die Gase wurden von 1300 auf 100° bis 120° abgekühlt, der Brennstoffverbrauch war gegenüber freiem Auspuff um 10 bis 12 vH geringer.
— L'avion silencieux est sorti du domaine de la legende; L'Aéro-Sport **5**, Nr. 481 vom 3. Juni 1926 (2 Sp., 1 Lichtb.). *H.* 61919.

Normung. AN-Normen (Army-Navy Standards), von der amerikanischen Armee und Marine in Zusammenarbeit mit der Flugzeugindustrie ausgearbeitet, vereinigen die bisher getrennten Normen beider. Vorräte nach alter Norm können von den Verwaltungen und Industrien aufgebraucht werden.
— Army-Navy Standards; Aviation **20**, Nr. 20 vom 17. Mai 1926, S. 752 (2 Sp.). *H.* 61920.

Strömung. Versuche mit Wirbeln in Luft an kleinen Hindernissen von Kugel-, Zylinder- oder Plattenform, die sich in Rohren von 560 mm Länge und quadratischem — nur 33 mm Seitenlänge — oder rechteckigem Querschnitt befanden: die Versuchsluft wurde mittels Wasser aus einer 15 l-Flasche getrieben und in einer 3 l-Flasche mit Rauch, besonders mit Magnesiumoxyd, beladen, so daß die Stromlinien durch Glasfenster im Versuchsrohr bei Querbeleuchtung (Dunkelfeld) im Lichtbild festgehalten werden konnten.

Die Hindernisse, Stahlkugeln von 3,95 bis 6,34 mm Durchmesser an dünnen Nadeln, von einer Wand zur anderen durchlaufende Zylinder von 2,40 bis 3,25 mm Durchmesser, Platten verschiedenen Seitenverhältnisses und quadratische Prismen sowie eine Halbkugelschale, ließen sich drehbar und einstellbar durch einen seitlichen Rohransatz in die Versuchsleitung einführen.

Der Abstand der neutralen Punkte und der Wirbelmitten wuchs bei den Modellen mit Symmetrie gegenüber allen vier Wänden des Versuchsrohres mit der Wurzel der Geschwindigkeit, bei Zylindern, länglichen Platten usw. dagegen mit der Geschwindigkeit selbst. In jenem Fall schien die Luft den Wirbelmitten zuzuströmen, in diesem umgekehrt.

Wirbelaufnahmen quer zur Achse der länglichen Modelle ergaben, daß infolge des Wandeinflusses keineswegs ebene Strömung vorlag. Auch an den Kugeln waren die Wirbel in Querrichtung mehr gestört, als der Größe der Haltenadel entsprach.

Da die Abstände nur von der Reynoldsschen Zahl und dem Modelldurchmesser bzw. dessen Verhältnis zum Rohrdurchmesser abhängen können, müssen sie wegen der beobachteten Geschwindigkeitsbeziehung (s. oben) für runde Modelle der 1,5. Potenz, für längliche dem Quadrat des Durchmessers verhältig sein. Das wird durch Versuche mit Rohren verschiedener Weite und Hindernissen verschiedener Größe tatsächlich bestätigt (in Zahlentafel 1, letzte Spalte, muß es statt 15,3 heißen: 1,53. D. Ber.).
— *Hisamitu Nisi*, Experimental Studies on Eddies in Air. Japanese Journal of Physics **4**, Nr. 1, 1925, S. 1 bis 11, dazu Tafel I und II (10½ S., 15 Lichtb. von Wirbeln, 1 Schaub. der Lage von Wirbeln usw., 2 Zahlentaf. d. Ergebn.); vgl. auch *Nisi* und *Porter*, Philosophical Magazine **46**, Nr. 275, mit früheren Versuchen. *E.* 61921.

Unterricht. Lehrplan für Meteorologen an der Technischen Hochschule Darmstadt.

1. Studienjahr.

	Stundenzahl
Aeronautische Meteorologie	2
Allgemeine Meteorologie	1
Wetter und Wettervorhersage	2
Höhere Mathematik,	
Mechanik I und II,	
Experimentalphysik,	
Allgemeine Vorlesung über das Gesamtgebiet der Luftfahrt,	
Maschinenzeichnen.	

2. Studienjahr.

Allgemeine Klimatologie	2
Spezielle Klimatologie	1
Spezielle aeronautische Meteorologie	1
Theoretische Meteorologie	2
Meteorologisch-aerologisches Praktikum	
Meßflüge	3
Meteorologisches Kolloquium	2
Ausgewählte Kapitel aus der Physik der freien Atmosphäre	1
Differenzialgleichungen	
Mechanik III	
Physikalische Übungen	
Statik der Flugzeuge	
Flugtechnik	
Mechanik des Vogelfluges	

3. Studienjahr.

Aerologie	2
Ausgewählte Kapitel aus der theoretischen Meteorologie	1
Ausgewählte Kapitel aus der Geophysik	1
Meteorologisch-aerologisches Praktikum	3
Meßflüge	
Meteorol.-flugwiss. Kolloquium	2
Hydrodynamik	
Theorie der Wärme	
Höhere Aerodynamik	

4. Studienjahr.

Kosmische Physik	2
Astronomische Zeit- und geogr. Ortsbestimmung	
Atomphysik	
Theorie und Berechnung von Luftschrauben.	

Die vorgesehenen Meßflüge sind gleichzeitig als Schulflüge der Meteorologen gedacht, so daß diese nach Beendigung des Studiums auch ausgebildete Flieger sind. Die Meteorologen werden so nicht nur theoretisch wissenschaftlich, sondern auch praktisch fliegerisch vorgebildet. Es besteht die Möglichkeit, daß Meteorologen, die jetzt bereits auf Flugplätzen tätig sind, zu ihrer Weiterausbildung im Winter einen Kurs für praktische Flugmeteorologie an der Technischen Hochschule durchmachen.
— Sonderbericht. *H.* 61922.

Unterricht. Vorlesungen über Luftfahrt. Wintersemester 1926/27 (vorläufiges Verzeichnis).

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Technische Hochschule Aachen:		
v. Kármán	Aerodynamik	3	—
v. Kármán	Flugzeugbau	3	—
v. Kármán	Flugtechnisches Seminar	—	2
v. Kármán	Praktische Arbeiten im Flugzeugbau	—	3
v. Kármán	Anleitung zu selbständigen Arbeiten auf dem Gebiet der Mechanik und Flugtechnik	—	6
v. Kármán u. Hopf	Seminar über ausgewählte Kapitel der Mechanik und Aerodynamik	2	—
Polis	Aerologie	1	—
Polis	Meteorologische Technik (verbunden mit Übungen im Meteorologischen Observatorium)	1	4
Schleusner	Flugzeugstatik	2	—
	Technische Hochschule Berlin:		
Becker	Kraftfahrzeuge und Leichtmotoren (Fahrzeugmotoren, Flugmotoren)	2	—
Becker	Entwerfen von Kraftfahrzeugen und Leichtmotoren	—	4
Becker	Betriebsübungen an Leichtmotoren und Kraftfahrzeugen	—	nach Verabredung
Everling	Einführung in die Luftfahrt I	1	—
Everling	Übungen zur Flugzeugberechnung	—	2
Everling	Schwingungen von Fahrzeugen	1	—
Föttinger	Strömungslehre I (Technische Hydro- und Aerodynamik)	2	2
Fuchs	Tragflügeltheorie (Theorie der Luftkräfte)	2	—
Hoff	Flugzeugbau I	2	2
Hoff	Übungen im Entwerfen von Flugzeugen	—	2
Hoff	Übungen in der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt	—	4
Hoff und Madelung	Ausgewählte Kapitel aus dem Flugzeugbau	—	(Seminar)
Koppe	Meßgeräte und Navigation I	1	—
Koppe	Praktische Wetterkunde für Luft- und Seefahrer	1	—
Koppe	Klima und Luftverkehr in Deutschland	1	—
Koppe	Kolloquium über Fragen des praktischen Luftverkehrs	1	—
Koschmieder	Theoretische Meteorologie I u. II (Dynamik und Thermodynamik)	1	—
Krainer	Entwerfen von Propellern	—	2
Madelung	Bauelemente der Flugzeuge I	2	—
Madelung	Übungen im Entwerfen von Bauelementen von Flugzeugen	—	2
Madelung	Praktische Übungen im Untersuchen von Bauelementen für Flugzeuge	—	2
Meißner	Leichtlegierungen im Luftfahrzeugbau	1	—
v. Parseval	Luftschiffbau	2	—
v. Parseval	Ausgewählte Kapitel aus dem Flugzeugbau	2	—
Pohl	Statik und Festigkeitslehre I (für Studierende des Schiffbaus und Flugzeugbaus)	2	1
Reißner	Höhere Festigkeitslehre (Flugzeugstatik)	2	—
Rohrbach	Ausgewählte Kapitel aus dem Flugzeugbau	2	—
Romberg	Wissenschaftliche Grundlagen der Verbrennungskraftmaschinen (Schiffs-, Automobil- und Flugmotoren)	2	—
Thalau	Ausgewählte Kapitel aus der Flugzeugstatik	2	—
Thalau	Übungen zur Flugzeugstatik	—	2
	Technische Hochschule Braunschweig:		
Eisenmann	Übungen im Flugzeugbau	—	4
Föppl	Aerodynamik	1	—
Zacharias	Gas- und Ölmaschinenbau	1	—
	Technische Hochschule Breslau:		
Baer	Verbrennungskraftmaschinen (mit Einschluß der Flugmotoren)	—	—
Mann	Statik des Flugzeugbaus		
N. N.	Aerostatik		
N. N.	Das Verkehrsluftschiff		
	Technische Hochschule Danzig:		
Flügel	Strömungslehre I und II	2	2
Flügel	Theorie des Widerstandes und Auftriebes	1	1
Flügel	Propeller und Entwerfen von Propellern	—	2
Flügel	Übungen im Institut für Hydro- und Aerodynamik	—	nach Verabredung
Lienau	Statik dünnwandiger Träger	2	—
Schnadel	Ausgewählte Kapitel aus der Schiffs- und Flugzeugstatik	2	—
Werner	Theorie der Stabilität von Luftschiffen und Wasserflugzeugen	2	—
N. N.	Flugzeugbau I und II	2	4
N. N.	Statik des Flugzeugbaus	2	2
N. N.	Baustoffe der Luftfahrzeuge	2	—
N. N.	Entwerfen von Luftfahrzeugen	—	4
	Technische Hochschule Darmstadt:		
Eberhardt	Luftschiffahrt: Theorie des Freiballons, Berechnung und Konstruktion von Luftschiffen, Fahrtechnik	2	2
Eberhardt	Flugtechnik: Aerodynamik, Berechnung und Konstruktion von Flugmaschinen, Segelflug	2	2
Eberhardt	Theorie und Berechnung von Luftschrauben	2	2
Eberhardt	Höhere Aerodynamik	2	1
Eberhardt	Fahrten im Freiballon. Während der Fahrten praktische Übungen in aeronautischer und meteorologischer Instrumentenkunde	—	
Georgii	Spezielle und aeronautische Meteorologie: Meteorologie des Luftverkehrs, Meteorologie des Segelflugs	1	—
Georgii	Meteorologisch-flugwissenschaftliches Kolloquium	—	2
Georgii	Wetterkundliche Übungen	—	1
Pochhammer	Praktische Luftschiffahrt: Bestimmung der Leistungsfähigkeit und Fahreigenschaften von Luftschiffen, Luftschiff-Navigation, Pflege u. Instandhaltung von Luftschiffen	2	—
Schlink	Statik der Flugzeuge	2	—

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Universität Frankfurt:		
Linke	Luftelektrizität	2	—
Linke	Die Konstitution der oberen Atmosphäre	1	—
Linke	Meteorologisch-geophysikalisches Kolloquium	—	2
Stüve	Wetterkunde	2	—
	Kyffhäuser-Technikum Frankenhausen:		
	Flugzeugbau (Entwerfen und Konstruieren)	6	—
	Luftschiffbau (Entwerfen und Konstruieren)	1	—
	Leichtmotoren- und Getriebebau	4	—
	Luftschraubenbau	1	—
	Luftfahrzeugbetrieb	2	—
	Aeromechanik	3	—
	Statik im Luftfahrzeugbau	2	—
	Festigkeitslehre und Materialkunde	2	—
	Instrumenten- und Meßkunde	2	—
	Luftfahrzeugführung und Navigation	2	—
	Luftmeer- und Wetterkunde	2	—
	Funkentelegraphie, Radiotechnik u. Signalwesen	2	—
	Gesetzeskunde	1	—
	Luftfahrzeug-Konstruktionsübungen	—	8
	Leichtmotorenkonstruktionsübungen	—	4
	Luftfahrzeugbau-Laboratorium (einschließlich Windkanalmessungen)	—	2
	Motorenbau-Laboratorium	—	2
	Wetterkunde, praktische Übungen	—	1
	Werkstattarbeiten	—	nach Wahl
	Universität Gießen:		
Fromme	Meteorologie		
	Universität Göttingen:		
Betz	Aerodynamische Meßmethoden	1	—
Betz	Übungen in aerodynamischen Messungen	—	1
Prandtl	Aeromechanik	4	—
Wiechert	Erdmagnetismus und Luftelektrizität	1	—
	Technisches Vorlesungswesen Hamburg:		
Coulmann	Flugzeugbau I	1½	—
Jensen	Die Probleme der technischen Wetterbeeinflussung	1½	—
	Technische Hochschule Hannover:		
Müller	Theoretische und angewandte Strömungslehre I	2	—
Pröll	Aeromechanik	2	—
Pröll	Flugtechnisches Seminar	—	2
N. N.	Entwerfen von Flugzeugen	1	2
	Universität Heidelberg:		
Peppler	Meteorologische Übungen	—	3
	Technische Hochschule Karlsruhe:		
Peppler	Meteorologisches Praktikum	4	—
Spannhake	Technische Strömungslehre	3	—

Dozent	Lehrgebiet	Vorlesungen	Übungen
	Staatstechnikum Karlsruhe:		
Eisenlohr	Die Grundlagen des Flugzeugbaus	2	—
	Universität Königsberg:		
Errulat	Die atmosphärische Zirkulation	1	—
Schreiber	Luftfahrtrecht	2	—
	Universität Leipzig:		
Schiller	Hydro- und Aerodynamik		
Weickmann	Das Problem der Wettervorhersage		
Weickmann	Thermodynamik der Atmosphäre		
	Handelshochschule Leipzig:		
Ernst	Weltluftverkehr	1	—
	Universität München:		
Schmauß	Meteorologie I	3	—
Schmauß	Meteorologisches Seminar	—	1
	Technikum Strelitz:		
Schwengler	Luftfahrzeugbau, Festigkeits- und Verbrennungskraftmaschinen	4	—
	Techn. Hochschule Stuttgart:		
Kamm	Kraftfahrzeugbau einschl. Fahrzeugmotoren	4	—
Kamm	Maschinenkonstruktionen auf dem Gebiet der Fahrzeugmotoren	4	—
Kamm	Übungen im Laboratorium für Luft- und Kraftfahrwesen		
King	Flugzeuge und ihre konstruktiven Einzelheiten	—	4

— Bericht nach Vorlesungsverzeichnissen, Mitteilungen der Hochschulen usw. *H.* 61923.

Wetter. Eine Windhose, die mit 30 m Durchmesser und 200 m Länge in etwa 750 m Höhe von ESE nach WNW zog, wurde am 4. Juni 1926 bei Lindenberg am Südende einer dicken Kumuluswand beobachtet. Die Wolkengipfel hatten eine Geschwindigkeit von 1,8 m/s nach oben. Die Erscheinung, die etwa eine Viertelstunde dauerte, zeigte in den letzten Stadien deutliche Drehung (etwa 0,08 U/s), wobei ein Kumulus beträchtlicher Ausdehnung aufgesaugt wurde, so daß der Weg der Windhose wolkenfrei war. Zuletzt wurde die Umdrehung schwächer, und die Erscheinung war nicht mehr zu erkennen.

— *H. Troeger*, Eine Windhose bei Lindenberg; Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, August 1926, S. 58 (1 S., 2 kl. Zahlentaeln); *P. Duckert*, Ergänzung zu der vorstehenden Betrachtung; ebenda, S. 59 (1 S., 3 Skizz. der Erscheinung). *E.* 61924.

Wetter. Drahtlose Übertragungen von Wetterkarten nach dem Karolus-Telefunken-Verfahren sind der Telefunkengesellschaft auf einer Versuchsstrecke befriedigend gelungen. Während nach dem Verfahren von Dieckmann zwar schon Übertragungen auf eine Entfernung von 4 600 km möglich waren, die aber bei der sehr rohen Isobarendarstellung nur für Zwecke ausreichend ist, bei denen diese rohen Angaben genügen, zum Beispiel für Wetterkartenmeldungen an Schiffe, genügt das Karolus-Telefunken-Verfahren allen Ansprüchen, da Einzelheiten scharf wiedergegeben werden. Die Übertragung geschieht auf niedriger Welle und in wenig Sekunden.

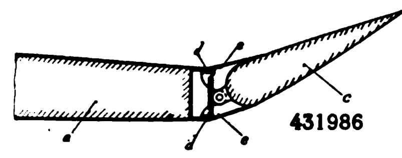
— *R. Benkendorff*, Drahtlose Übertragung der Wetterkarte nach dem System Karolus-Telefunken; Annalen der Hydrographie und maritimen Meteorologie vom Juni 1926, S. 244 und 245 (1 S. 1 Abb.). *H.* 61925.

Luftfahrt-Patentschau.

Deutsche Patente.

431729 / 62c,22. Fallschirm. F. Simon, Freiburg i. Br. B 13. 11. 24 V 17. 7. 26. Bezieht sich auf Fallschirme mit am Schirmrande angeordnetem, das Öffnen unterstützendem Preßluftreifen; nach der Erfindung ist der Luftreifen schon bei gebrauchsfertig zusammengelegtem Fallschirm so weit mit Preßluft gefüllt, daß er sich bei Freigabe des Schirmes sicher zur Kreisform einstellt, aber das Zusammenfalten des Fallschirms auch an seinem Rand in mehreren Lagen nicht behindert.

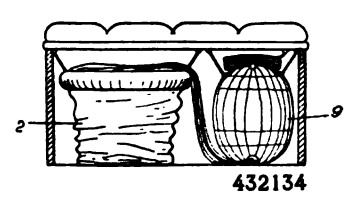
431986 / 62b,8. Spaltabdeckvorrichtung für Gelenkflächenverbindungen. Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen. B 11. 10. 22. V 21. 7. 26. An der Ober- und Unterseite der Flächen sind zur Abdeckung



des zwischen den Flächen entstehenden Spaltes starre Blechbahnen *e* angeordnet, die mit ihrer einen Längsseite mit dem feststehenden Flächenteil *a* durch Scharniere *d* verbunden sind, während die andere Längsseite durch Federwirkung an die vorn zylindrisch abgerundete bewegliche Fläche *c* angedrückt wird.

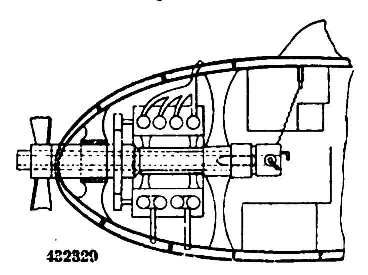
432081 / 62c,5. Umsteuerbare Schraube mit veränderbarer Steigung. G. Rietti, Zürich. B 11. 7. 23. V 23. 7. 26. Umsteuerbare Schrauben mit veränderbarer Steigung und mit Flügeln, die um eine oder mehrere zur Längsachse der Flügel geneigte Achsen geschwenkt werden können, sind bekannt; nach der Erfindung bildet bei derartigen Einrichtungen die Längsachse des Flügels mit der Achse, um die der Flügel geschwenkt wird, von der Eintrittskante des Flügels aus betrachtet, einen stumpfen Winkel.

432134 / 62c,22. Fallschirmanordnung für Luftfahrzeuge. Luftschiffbau Zeppelin G.m.b.H., Friedrichshafen, B 13. 10. 23. V 23. 7. 26. Über einer Bodenöffnung des Luftfahrzeuges ist



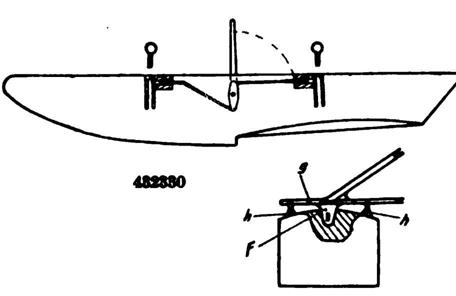
die mit dem Fallschirm *9* verbundene, aus einem Sack, Korb, Netz o. dgl. bestehende Tragvorrichtung *2* angeordnet, deren Befestigung am Luftfahrzeug gelöst wird, sobald der Fahrgast in die Tragvorrichtung einsteigt. In dieser Art kann jeder Fallschirm mit der zugehörigen Personentragvorrichtung derart unter einem Sitz oder einer Ruhegelegenheit des Fahrgastes vorgesehen sein, daß er durch Entfernen der Polsterung oder Abdecken des Sitzes zugänglich wird, ohne daß dem Fahrgast ein Ausblick nach unten ins Freie möglich ist.

432329 / 62b, 22. Luftfahrzeug mit in der Flugrichtung liegendem Geschütz. S. Lindequist, Berlin. B 24. 2. 24 V 3. 8. 26. Der zugrunde liegende Gedanke besteht darin, die Hauptmassen des Luftfahrzeugs zusammenzufassen



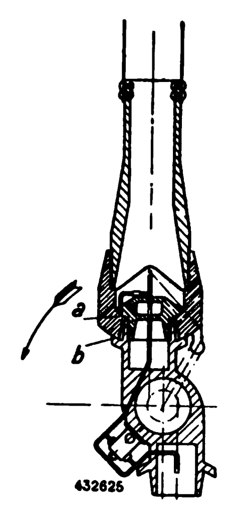
und zur Aufnahme des Rückstoßes auszunutzen. Erfindungsgemäß wird zu diesem Zweck das Geschütz innerhalb eines Motorkörpers angeordnet, der aus mehreren, tangential zu einem Kreis angeordneten Zylinderaggregaten gebildet ist; der Motor stellt also einen hohlzylindrischen oder hohlprismatischen Körper dar.

432330 / 62b,44. Leichtlösbare Schwimmerbefestigung für Flugzeuge. Ernst Heinkel Flugzeugwerke, Warnemünde. B 6. 5. 25 V 3. 8. 26. Ein quer zur Längsachse des Schwimmers liegendes Rohr *g* des Schwimmertraggestells legt sich in auf dem Schwimmerdeck zu beiden Seiten der Schwim-

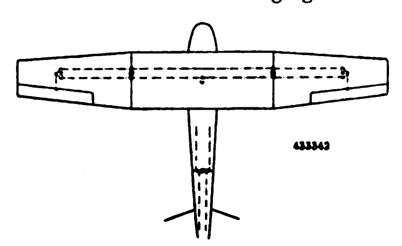


merlängsachse angeordnete, mit Ausnehmungen versehene Böcke *h* ein und wird mittels einer mit dem Rohr fest verbundenen Lasche *F*, die in das Innere des Schwimmers hineinragt, unter Aufpressung auf die Böcke *h* mit dem Schwimmer lösbar verbunden.

432625 / 62c, 5. Luftschraube. Dr. A. von Parseval, Charlottenburg. B 24. 2. 25 V 10. 8. 26. Die Schraubenflügel sind in gewisser Entfernung von der Achse durch Kugelgelenke *a*, *b* mit der Nabe verbunden; hierdurch wird eine Drehung der Flügel um ihre Längslinie und in beschränktem Maße ein Schräglegen der Flügel nach allen Seiten ermöglicht, einerseits zu dem Zwecke der Handverstellung, anderseits zu dem der selbsttätigen Einstellung der Flügel in die Resultante aus Zentrifugal-, Luft- und Motorkräften. Sechs Unteransprüche, deren einer unter Schutz stellt, daß eine Druckpumpe Öl zwischen die durch die Zentrifugalkraft hoch belasteten Gleitflächen preßt.

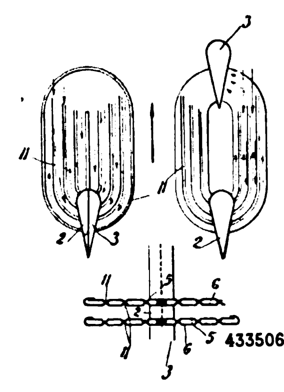


433842 / 62b, 16. Verbindung leicht voneinander trennbarer Flugzeug-Steuerzüge. Dipl.-Ing. A. Martens, Gersfeld. B 15. 5. 24 V 26. 8. 26. Die zu verbindenden Steuerzüge greifen an



den Trennstellen an Hebel o. dgl. an, die beim Zusammenbau der getrennten Flugzeugteile durch einfaches Aneinanderlegen gekuppelt werden.

433506 / 62b, 21. Kühler für Flugzeuge. A. Lamblin, Paris. B 12. 5. 23 V 1. 9. 26. Bezieht sich auf Kühler für Flugzeuge mit Gliedern von großer Oberfläche, die mit einem ununterbrochenen Rand der Luftströmung ausgesetzt sind; erfindungsgemäß werden die die einzelnen Kühlerglieder bildenden Bleche 5, 6 an ihren Außenseiten



mit Rippen und Rillen 11 ausgerüstet, um den Luftstrom zu hindern, nach rechts oder links vom Kühler auszuweichen. Die durch Drücken der Bleche erzeugten Rippen 11 stellen ein an der Vorderseite des Kühlers offenes Bündel dar, während sie sich an der Rückseite an die Sammler 2, 3 anschließen.



Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1585281. G. L. **Craddock,** Washington. Air-propelled vehicle. B 13. 10. 24 V 18. 5. 26.

Flugmaschine mit wagerechtem und senkrechtem Luftrohr und Ventilatorantrieb.

A. 1585586. L. A. **Hewitt** (Ass.: F. E. **Collins**), Livermore, Jowa. Aeroplane. B 9. 5. 24. V 18. 5. 26.

In Anstellwinkel und Wölbung änderbare Tragfläche.

A. 1585978. A. J. **Harpstrite** (Ass.: F. **Harpstrite**), Los Angeles, Cal. Airplane safety device. B 24. 12. 25 V 25. 5. 26.

Schräg nach hinten gerichtete Luftschraube mit gleichartiger, unter dem Rumpf angeordneter Windturbine gekuppelt.

A. 1586561. O. D. **Lucas** (Ass.: **Vickers, Ltd.**), Westminster, England. Parachute. B 5. 5. 23 V 1. 6. 26.

Schirmfläche in Form eines endlosen Bandes.

A. 1586664. J. H. **Ellingsworth,** East Moline, Ill. Parachute apparatus. B 20. 2. 25 V 1. 6. 26.

Beim Ausziehen des Fallschirms aus einem Gehäuse wird durch Unterdruck-Luft-Erzeugung die Bewegung des Schirms verzögert.

A. 1587615. J. B. **Strauss,** Chicago. Flying-machine. B 29. 12. 23 V 8. 6. 26.

Zwei Unterdeckhälften bilden geneigt zum durchgehenden Oberdeck mit diesem ein unverschiebliches Hängewerk.

A. 1587895. J. E. **Broyles,** Coco Solo, Pa. (Ass.: H. E. **Robertson** und T. H. **Weller,** Russellville, Mo). Superairship. B 28. 7. 25 V 8. 6. 26.

Luftschiff mit mehreren, über- und hintereinander angeordneten Tragflächen.

A. 1587941. F. N **Doty,** Los Angeles, Cal. Parachute attachment for aeroplanes. B 7. 1. 26 V 8. 6. 26.

Der Fallschirm bildet in dem gewöhnlichen Zustande die Bespannung des Oberdecks.

A. 1588016. L. **Dürr** (Ass.: **Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Outer cover airships. B 9. 1. 25 V 8. 6. 26.

Die im wesentlichen luftdichte Außenhülle hat luftdurchlässige Stellen zum Ausgleich von Luftdruckunterschieden.

A. 1588141. A. **Rohrbach,** Charlottenburg. Flying-machine. B 24. 3. 24 V 8. 6. 26.

Leitwerk und Flossenanordnung an Flugzeugen.

A. 1588147. P. **Schröder** (Ass.: **Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Airship. B 15. 12. 25 V 8. 6. 26.

In einem Ballonet enthaltenes, in Wasser lösliches Auftriebsgas kann mit Wasser in einem Behälter in Berührung gebracht werden.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 250584. V. **Isacco,** Triest (Rechtsnachfolger von **V. Andrés Paris**). Helicopter. B 27. 1. 26 V 16. 6. 26.

Flugzeugrumpf mit Motor, Luftschraube, Leitwerk usw. trägt senkrechte Achse mit freidrehbarer Auftriebsschraube, deren im Anstellwinkel und in der Lage zur Horizontalen änderbare Flügel (= Tragflächen) je von einer motorbetriebenen Luftschraube angetrieben werden.

E. 250585. Schneider et Cie und J. **Fieux,** Paris. Apparatus for the control and utilization of the movements of a vessel or, in aircraft, of the fuselage relatively to the vertical and the meridian of the place. B 9. 4. 25 V 16. 6. 26.

Kreiseleinrichtung für Schiffe und Luftfahrzeuge zur Wahrung einer horizontalen Richtebene und zur Azimutbestimmung der Bewegung; von Mannschaften beobachtete Hilfskreisel ermöglichen die Anwendung von Korrekturmomenten an den beiden Hauptkreiseln.

E. 250602. I. E. **Broyles,** Coco-Solo, Pan., H. E. **Robertson** und T. H. **Weller,** Russelville, Miss. Airships. B 8. 4. 26 V 16. 6. 26.

Antriebseinheiten (Motor mit Luftschraube) sind allseitig verstellbar zu mehreren auf beiden Seiten des Luftschifftragkörpers angeordnet.

E. 250636. V. **Mann,** Cassel. Wind motors. B 15. 12. 24 V 23. 6. 26.

Windmotor mit radialen Rotoren mit Magnus-Effekt.

E. 250637. W. C. und C. R. **Scotter.** Kingston. Apparatus for lifting or assisting in lifting aerial machines and maintaining them in the air and for like purposes. B 17. 12. 24 V 23. 6. 26.

Als Auftriebskörper für Flugzeuge, Luftschiffe und Unterseeboote dienen in Umdrehung versetzte Scheiben oder Ringe mit konvexer Ober- und flacher Unterseite.

E. 250679. A. **Honey,** London. Propellers, airscrews, vanes, windmills, and the like. B 17. 1. 25 V 23. 6. 26.

Luftschraube mit hohlen, aus Blechen geformten Flügeln.

E. 250700. Airship Guarantee Co. Ltd., und P. L. **Teed,** Westminster. Manufacture of hydrogen and other gases. B 27. 1. 25 V 23. 6. 26.

Einrichtung zur Schlammabsonderung bei der Herstellung von Wasserstoff.

E. 250734. Babcock & Wilcox, Ltd. und F. W. **Hollick,** London. Airship mooring masts. B 17. 3. 25 V 23. 6. 26.

Luftschiff-Ankermast mit teleskopartigen Rohren.

E. 250888. R. **Chillingworth,** London. Aircraft and screw propellers therefor. B 20. 4. 25 V 23. 6. 26.

Gegen ihre Drehachse geneigte Flügel. Anordnung paarweis unter 45° zur Luftfahrzeug-Längsachse.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 604981. H. S. **Hele Shaw** und T. E. **Beacham,** Hélice à pas variable. B 23. 10. 25 V 17. 5. 26.

Selbstätige Flügeleinstellung mittels eines von der Motordrehzahl abhängigen Reglers.

F. 605155. M. A. **Mazade.** Perfectionnements aux appareils stabilisateurs ou indicateurs de bord aérodynamiques ou hydrodynamiques. B 19. 1. 25 V 20. 5. 26.

Eine weitere Ausbildung der »Girouette« von L. Constantin (franzos. Patent 539323 und Zusatzpatente 24604, 24728, 25067 und 25873).

F. 605178. M. A. **Mazade.** Perfectionnements aux dispositifs de stabilisation des avions. B 22. 1. 25 V 20. 5. 26.

Einrichtung zur Vermeidung des Aus-dem-Kurs-Gehens bei verminderter oder vermehrter Drehzahl des Motors.

F. 605211. J. P. **Uitervaal.** Aéroplane hélicoptère. B 29. 1. 25 V 21. 5. 26.

Ein- und Auskupplung von Auftriebs- und Vortriebsschraube.

F. 605300. Aircraft Development Corporation. Pylone pour amarrage des aéronefs. B 27. 8. 25 V 22. 5. 26.

Verankerungsmast für Luftschiffe.

F. 605379. Chantiers de **Provence-Aviation.** Dispositif de vidange rapide. B 15. 10. 25 V 25. 5. 26.

Einrichtung zu schneller Entleerung von Flüssigkeitsbehältern auf Luftfahrzeugen.

F. 605458. L. **Bechereau.** Perfectionnement apportés aux commandes de tir à distance. B 21. 4. 25 V 27. 5. 26.

Bedienungs-Einrichtung für Feuerwaffen und Abwurfbomben am Steuerhebel.

F. 605597. P. V. **Mauboussin.** Dispositif de voilure permettant à un avion d'être utilisé à volonté comme monoplan et comme biplan. B 31. 10. 25 V 28. 5. 26.

Dicke Tragfläche (als Eindecker) läßt sich aus zwei ineinanderpassenden Teilen bestehend, senkrecht auseinanderziehen (zur Verwendung als Doppeldecker).

F. 605738. R. **Galli** und G. R. **Briquet.** Parachute à ouverture automatique et instantanée. B 6. 11. 25 V 1. 6. 26.

Fallschirm-Entfaltung durch Preßluft im Umfangsschlauch.

F. 605844. Société . . . . **Bellanger Frères** und F. V. **Denhaut.** Assemblage d'angle. B 3. 2. 25 V 2. 6. 26.

Winkelverbindung für hohle Bauteile an Schiffen und Wasserflugzeugen.

F. 605888. W. Grunberg. Dispositif pour freiner un avion ou autres applications analogues. B. 10. 2. 25 V 3. 6. 26.

Umschaltgetriebe zwischen Motor und Luftschraube.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

20. Heft 28. Oktober 1926 17. Jahrgang

Erfahrungen aus dem Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926.

Von F. Seewald.

62. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt e. V., Berlin-Adlershof.

Nachdem der Seeflugzeugbau in Deutschland jahrelang verhältnismäßig wenig in Erscheinung getreten war und kaum eine Anregung erfahren hatte, rief die Ausschreibung zum Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926 alle Flugzeugwerke auf den Plan, die Seeflugzeuge bauen. Es sollte ihnen durch diesen Wettbewerb Gelegenheit gegeben werden, ihre Leistungsfähigkeit aneinander zu messen und Anregungen zu gewinnen für die weitere Entwicklung. In Anbetracht der schwierigen Lage sollte den Flugzeugwerken jedoch nicht zugemutet werden, ein besonderes Wettbewerbsflugzeug zu bauen, für das später keine Verwendung mehr vorhanden ist, sondern man wollte es ermöglichen, daß jedes Flugzeug, ganz gleich für welchen Zweck es gebaut war, die gleichen Aussichten auf Erfolg haben sollte, wenn es nur ein wirklich gutes Flugzeug ist. Man mußte also eine Vergleichsbasis schaffen für verschiedenartige Flugzeuge. Die Lösung dieser Aufgabe erscheint für alle Wettbewerbe und darüber hinaus für vergleichende Beurteilung von Flugzeugen als sehr wichtig. Es ist sehr erstaunlich, daß keiner der vielen Autoren, die über den Seeflug-Wettbewerb geschrieben haben, diese Frage behandelt hat. Um so notwendiger erscheint es, diese Frage hier zu erörtern.

Das Wertungsverfahren.

Bei der Erörterung des Wertungsverfahrens können wir uns auf die Besprechung der grundlegenden Annahmen beschränken. Alles übrige ist eine reine Rechenaufgabe, über die man nicht mehr zu diskutieren braucht, wenn man mit den Grundlagen einverstanden ist. Die ganze Wertung läuft darauf hinaus, daß man von einem Flugzeug die Steiggeschwindigkeit, Fluggewicht und die Zuladung mißt, und dann diese Größen als Grundlagen einer Bauaufgabe stellt. Man rechnet also aus: »Wenn ein Flugzeug eine bestimmte Steiggeschwindigkeit, eine bestimmte Zuladung und ein bestimmtes Fluggewicht hat, welche Wagrechtgeschwindigkeit kann man dann von ihm nach dem heutigen Stand der Technik verlangen?« Mit anderen Worten: »Welche Geschwindigkeit würde ein nach dem heutigen Stande der Technik als normal zu bezeichnendes Flugzeug, das dieselbe Steiggeschwindigkeit, dieselbe Zuladung und dasselbe Fluggewicht hat, erzielen?« Das Verhältnis der wirklichen gemessenen Geschwindigkeit zu der so errechneten des Normalflugzeugs ist dann ein Maß für die Güte des zu prüfenden Flugzeugs. Um diese Aufgabe eindeutig zu machen und um sie in eine zweckmäßige mathematische Form kleiden zu können, machte man noch verschiedene Annahmen über die Eigenschaften des Normalflugzeugs, die im folgenden besprochen werden sollen:

1. Für die aerodynamischen Beizahlen $\left(c_w,\ \varepsilon,\ \frac{c_a^3}{c_w^2}\right)$ und den Luftschrauben-Wirkungsgrad η werden Durchschnittswerte angenommen, wie sie bei guten Flugzeugen festgestellt worden sind.
2. Für das Motorgewicht je Pferdestärke wird ein Wert angenommen, der einen Durchschnitt der Werte bekannter Motoren darstellt.
3. Das Verhältnis von Flugwerksleergewicht zum gegesamten Fluggewicht wird gleich einem erfahrungsgemäß festgestellten Durchschnittswert angenommen.
4. Die Zuladung wird nicht in ihrer wahren Größe bewertet, sondern in der Form, daß die gesamte Zuladung im Betriebsstoff umgerechnet und hieraus die äußerste Flugstrecke ermittelt wird. Diese wird dann in die Wertung eingeführt.

Die Annahme 1 bedeutet, daß ein Flugzeug, das aerodynamisch besser durchgebildet ist als das Normalflugzeug, auch besser bewertet wird; ist es schlechter, so wird es schlechter bewertet. Das entspricht sicherlich dem Sinn des Wettbewerbs. Jedoch kann eine bestimmte Bauaufgabe dazu zwingen, von der aerodynamisch günstigsten Form abzuweichen, etwa dadurch, daß man Raum schaffen muß für Fluggäste oder sperrige Güter. Dann wird die Wertung verschlechtert, auch wenn die schlechteren aerodynamischen Verhältnisse durch die Natur der Bauaufgabe bedingt sind. Der Einfluß auf die Wertung ist jedoch bei einigermaßen normalen Formen nicht sehr groß. Außerdem sei darauf aufmerksam gemacht, daß die Annahme eines einzigen bestimmten Zahlenwertes für die Beiwerte des Normalflugzeugs nur dann ausreichend ist, wenn die zu vergleichenden Flugzeuge nach Größe, Gewicht usw. einigermaßen ähnlich sind. Beim Seeflug-Wettbewerb waren aber durch die Ausschreibung so enge Grenzen gesetzt, daß man diese Bedingung als hinreichend erfüllt ansehen kann. Im anderen Falle müßte man diese Beiwerte je nach dem Charakter der Flugzeuge veränderlich machen.

Annahme 2 bewirkt, daß der Motor, der je PS wenig wiegt, belohnt und der schwerere bestraft wird, was ja im Sinne der Wertung liegt. Das gilt allerdings nur dann, wenn die Motorleistungen nicht zu weit voneinander abweichen. (Beim Süddeutschlandflug waren z. B. Motoren von 20 PS bis 240 PS vertreten. Der größere Motor ist naturgemäß im Gewicht günstiger als der kleine. Die Flugzeuge mit großen Motoren sind bei obiger Annahme im Vorteil gegenüber den kleinen. Wenn die Teilnahme von Motoren mit sehr verschiedenen Leistungen zu erwarten ist, kann man diesen Umstand jedoch leicht berücksichtigen.)

Die Annahmen 3, daß das Gewicht des Flugwerks in einem bestimmten Verhältnis steht zum gesamten Fluggewicht, hat insofern eine Berechtigung, als das schwerere Flugzeug bestraft wird gegenüber dem leichter gebauten. Dies ist solange richtig, als Flugzeuge mit gleicher Bausicherheit in Frage kommen. Wenn aber ein Flugzeug im Hinblick auf seinen späteren Verwendungszweck mit besonders großer Festigkeit gebaut ist, so ist es naturgemäß schwerer als ein anderes und steht in der Wertung schlechter. In diesem Punkt wäre eine Anpassung an die Festigkeit des Flugzeugs notwendig.

Die Annahme 4 bewirkt, daß die Zuladung bei einem Flugzeug um so höher bewertet wird, je geringer der Brennstoffverbrauch ist. Es ist dies lediglich eine Form, um die Höhe des Brennstoffverbrauchs zu bewerten, der ja äußerst wichtig ist im Hinblick auf die Flugweite. Ob man den Brennstoffverbrauch in dieser oder einer anderen Form bewertet, ist letzten Endes Geschmackssache.

Das sind die Grundlagen der Wertung. Mit Hilfe dieser Annahmen kann man die Lehre von der Mechanik des Fluges auf die Aufgabe anwenden. Das Ergebnis sind dann die Wertungsformeln, die in der Ausschreibung[1]) veröffentlicht sind. Der Vorschlag zu dieser Art der Wertung stammt von G. Madelung. Nach den Erfahrungen im Seeflug-Wettbewerb hat sich dieses Wertungsverfahren in seinen Grundzügen durchaus bewährt. Wenn auch manche Einzelheiten der Verbesserung fähig und bedürftig sind, so hat sich doch gezeigt, daß man auf dieser Grundlage weiterbauen kann. Um den Fachleuten die Möglichkeit und die Anregung zur Mitarbeit zu geben, folgt im Anschluß an diesen Bericht eine eingehende Besprechung der Einzelheiten des Wertungsverfahrens. Es wäre zu wünschen, daß hierdurch das Inter-

[1]) Siehe ZFM, 17. Jahrg., 1926, S. 34.

esse geweckt wird an der recht schwierigen Aufgabe, eine gerechte Wertung für Flugzeuge zu entwickeln.

Der Verlauf des Wettbewerbs.

Im Technischen Wettbewerb wurden die für die Bewertung eines Flugzeugs notwendigen Messungen durchgeführt. Diese Aufgabe führte die DVL als Organ der Wettbewerbsleitung durch. Die Bestimmung von Flugleistungen ist im allgemeinen keine ganz einfache Aufgabe. Es muß mit sehr viel Sorgfalt zu Werk gegangen werden, wenn man zuverlässige Messungen erzielen will. Die Aufgabe wird naturgemäß dadurch erschwert, daß die Messungen an einem nicht dafür eingerichteten Ort und gleichzeitig für eine größere Zahl von Flugzeugen durchgeführt werden müssen. Bei zukünftigen Wettbewerben wird man dies bedenken müssen. Nach Möglichkeit sollten Technische Wettbewerbe bei der DVL abgehalten werden, wo sehr viel mehr Hilfsmittel für eine solche Aufgabe zur Verfügung stehen als an einem anderen Ort.

Nachdem die Messungen gemacht waren, wurde die gemessene Geschwindigkeit eines jeden Flugzeugs mit derjenigen des Normalflugzeugs verglichen, dessen Eigenschaften, wie oben erläutert, durch die Beiwerte festgelegt sind. Das Verhältnis der erzielten Geschwindigkeit zu der des Normalflugzeugs ergibt die Wertungszahl. Als Normalflugzeug war beim Seeflug-Wettbewerb ein Flugzeug angenommen, das auf jedem Gebiet sehr hohe Leistungen hatte, wie sie nur von einem Spezialflugzeug erreicht werden können. Auf allen Gebieten gleichzeitig kann dies natürlich kein Flugzeug erreichen. Dasselbe Flugzeug kann nicht sehr hohe Steiggeschwindigkeit, sehr hohe Wagrechtgeschwindigkeit haben und gleichzeitig hohe Zuladung tragen. Ein so gutes Flugzeug wie das angenommene kann es also nicht geben. Das ist natürlich für die Wertung, da es nur auf den Vergleich ankommt, belanglos. Es sei nur erwähnt, um nicht den Eindruck aufkommen zu lassen, als ob die gemessenen Leistungen unter den normalen liegen. Das ist durchaus nicht der Fall. Es sind im Gegenteil von den besten Flugzeugen Leistungen erzielt worden, die als besonders gut zu bezeichnen sind.

Bei der Beurteilung der Wertungszahlen hat man sich vor Augen zu halten, was oben über die grundlegenden Annahmen gesagt war. (Z. B. daß ein Flugzeug, das für hohe Beanspruchungen gebaut ist, naturgemäß schlechter wegkommt als eines, das in Anbetracht seines Verwendungszweckes diese hohen Festigkeiten nicht braucht.) Der Wert der einzelnen Messungen wird dadurch natürlich nicht berührt, da hierin ja noch keinerlei Annahmen enthalten sind. Sie stellen ein Erfahrungsmaterial dar, das für die verschiedensten Aufgaben ausgewertet werden und wertvolle Dienste leisten kann.

In folgender Zahlentafel sollen die Ergebnisse des Technischen Wettbewerbs zusammengestellt werden. Außer den für die Wertung maßgebenden Größen sind auch die Größen, die für die Beurteilung eines Flugzeugs maßgebend sind, wie Weit- und Schnellflugzahl, auf Grund der Meßergebnisse nachträglich errechnet und mit eingetragen. Die Hochflugzahl kann zuverlässig nur aus der Gipfelhöhe ermittelt werden, die nicht gemessen wurde. Sie ist daher hier nicht mit aufgeführt. Den Schnell- und Weitflugzahlen haftet insofern eine gewisse Unsicherheit an, als die Motorenleistung, die zu ihrer Ermittlung bekannt sein muß, gleich der Nennleistung angenommen wurde. In Wahrheit werden die Motoren, soweit sie einen entsprechenden Vergaser haben,

Zahlen-

Wettbewerb Nr.	Zulassungs-Nr.	Flugzeugmuster	Bewerber	Führer	Flügelfläche[1]) m²	Motormuster	Nennleistung PS	Leergewicht kg
1	—	LFG V 59	Luftfahrzeug-Ges. m.b.H., Werft Stralsund	Fischer	52,0	BMW IV	230	—
2	924	LFG V 60		Haase	52,0	BMW IV	230	1348,2
3	925	LFG V 61		v. Reppert	52,0	Bristol-Jupiter	420	1471,7
4	—	C 29	Caspar-Werke A.G., Travemünde	Berthold	47,0	Hispano-Suiza	400	—
5	926	Robbe RoVII	Rohrbach-Metall-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin SW. 68	Landmann	40,0	BMW IV	2 × 230	2026,5
6	927	Robbe RoVII		Roth	40,0	BMW IV	2 × 230	—
7	921	W 33	Junkers-Flugzeugwerk A.G., Metall-Flugzeugbau, Dessau	Langanke	43,0	Junkers L 5	310	1413,0
8	922	W 34		Zimmermann	43,0	Bristol-Rhône-Jupit.	420	1422,5
9	937	HE 5	Ernst Heinkel, Flugzeugwerke G.m.b.H., Warnemünde	v. Gronau	46,7	Napier-Lion	450	1634,5
10	938	HE 5		v. Dewitz	46,7	Grôme-Rhône-Jupit.	420	1515,5
11	934	HD 24		Geisler	50,1	BMW IV	230	1411,0
12	935	HD 24		Spies	50,1	BMW IV	230	1384,5
13	941	W 3	Ernst Gerbrecht, Werden-Ruhr	Schüler	—	Thulin	3 × 110	—
14	—	Do E	Dornier-Metallbauten G.m.b.H., Friedrichshafen	Coeler	—	Gnôme-Jupiter	420	—
15	—	Do E		Klausbruch	—	Gnôme-Jupiter	420	—
16	826	Junkers A 20	Severa G.m.b.H., Berlin W. 35	Friedensburg	—	Junkers L 5	210	1139,3
17	939	S 1	Ernst Heinkel, Flugzeugwerke G. m. b. H., Warnemünde	Starke	—	Rolls Royce Eagle	360	1697,0
18	945	U 13 Bayern	Udet-Flugzeugbau G.m.b.H., München-Ramersdorf	Ritter	—	BMW VI	450	—

[1]) Nach Angaben der Bewerber, also nicht nach im Wettbewerb gemessenen Werten.

auch in Bodennähe mit Höhengas, also mit erheblich höherer Leistung gearbeitet haben. Weiterer Erörterungen über die Ergebnisse der Technischen Leistungsprüfung bedarf es nicht. Das ist gerade der Vorzug des angewandten Wertungsverfahrens, daß alle die Größen, die für die Beurteilung des Flugzeugs erforderlich sind, in der Wertung selbst erscheinen.

Den Erfordernissen des Technischen Wettbewerbs brachten alle Teilnehmer volles Verständnis entgegen, und jeder bemühte sich, die umständlichen und zeitraubenden Arbeiten, wie Wägungen u. dgl., nach Kräften zu unterstützen. Besonders der Heinkel-Flugzeugwerke sei hier gedacht, die in dankenswerter Weise ihre Halle zu Wägungen dauernd zur Verfügung stellten, obwohl dies ihren Betrieb erheblich störte, der ohnehin stark in Anspruch genommen war, dadurch, daß fünf im Wettbewerb befindliche Flugzeuge zu versorgen waren.

Der Streckenflug.

Wenn die Technische Leistungsprüfung die Aufgabe hatte, festzustellen, welche Leistungen die Flugzeuge bei verhältnismäßig kurzen Meßflügen erzielten, so sollten die Flugzeuge im Streckenflug über 4000 km beweisen, welche Dauerleistung sie hergeben konnten.

Der Streckenflug war in erster Linie eine Prüfung für die Motoren und die Besatzungen. Um ein Bild von dem gesamten Verlauf des Wettbewerbs zu geben, ist in folgender Kurventafel der Stand der Wertung an jedem der Streckenflugtage aufgezeichnet, aus dem man alles Wissenswerte ersehen kann. Zunächst sieht man, daß alle Kurven am ersten Streckenflugtag stark fallen. Wenn ein Flugzeug mit seiner höchsten Geschwindigkeit die ganze Strecke durchflogen hätte, so wäre diese Kurve eine wagerechte Linie. Da aber selbstverständlich kein Flugzeug mit seiner Höchstgeschwindigkeit eine derartig lange Strecke durchfliegt, so liegen die Wertungszahlen alle tiefer als diejenigen der Technischen Leistungsprüfung. Ein besonders starker Abfall zeigt immer irgendeinen längeren Zeitverlust an, der durch Beschädigungen des Flugzeugs oder des Motors bedingt wurde. Besonderes Interesse verdient die Kurve des Flugzeuges Nr. 7. Man sieht, wie am ersten Tage ein großer Zeitverlust (durch Motorwechsel) die Wertung herabsetzt. Dann aber sieht man, wie an allen folgenden Tagen langsam aber stetig der Verlust wieder aufgeholt wird; eine glänzende Leistung der Besatzung und des Flugzeugs. Die in den Kurven veranschaulichten Wertungszahlen wurden jeden Abend bekanntgemacht. Ein Beweis dafür, daß die Formelwertung, gegen die vorher viele Bedenken geäußert wurden, auch bei einem Streckenflug-Wettbewerb sich durchaus durchführen läßt.

Anläßlich einiger Motorschäden, die während der ersten Tage des Streckenfluges auftraten, erschienen in einem Teil der Presse lebhafte Angriffe gegen den deutschen Flugmotorenbau, die sehr viel Staub aufwirbelten. Es muß selbstverständlich den Motorenfirmen überlassen bleiben, den Beweis zu erbringen über die Güte ihrer Motoren. Da die Frage jedoch von größter Wichtigkeit ist, erscheint es dem Verfasser doch angebracht, auf Grund seiner Eindrücke, die er als neutraler Beobachter an Ort und Stelle empfangen hat, die Stichhaltigkeit dieser Angriffe nachzuprüfen.

Das abfällige Urteil gründet sich auf die Tatsache, daß es von Beginn des Wettbewerbs an ganz unverhältnismäßig oft vorkam, daß Flüge abgebrochen wurden, oder daß Flugzeuge gar notlanden mußten. Daraus darf man aber nicht so ohne weiteres den Schluß ziehen, daß der Motor schlecht

tafel 1.

Zuladung kg	Fluggewicht kg	Zuladung / Leergew.	V_{gem} Höchstgeschw. km/h	Startgeschw. km/h	V_{ber} Berechn.-Geschw. km/h	Steigzeit von 1 auf 2 km min	Betriebsstoffverbrauch kg/km	Flugweite km	Wertungszahl Techn. Leistungsprüfung W_{techn}	Wertungszahl Hauptwettbewerb W_{ges}	Schnellflugzahl $1/\varepsilon$	Weitflugzahl $1/c_{ir}$
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
651,8	2000	0,484	147	74	383,6	8,47	0,238	906	0.383	—	12,8	4,7
818,3	2290	0,556	178	84	385,2	6,15	0,509	825	0,462	—	12,5	3,6
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
1220,0	3246,5	0,602	191	121	—	6,46	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	—	—	7,35	—	—	—	—	—	—
687,0	2100	0,486	194	89	320,0	5,40	0,217	1196	0,606	0,4425	18,1	4,9
677,5	2100	0,476	202	83	320,8	3,87	0,337	810	0,630	—	15,1	3,7
865,5	2500	0,530	203	105	336,0	3,95	0,431	943	0,604	0,5365	15,5	4,2
984,5	2500	0,650	195	88	301,6	5,30	0,404	1434	0,647	0,5640²)	14,7	4,3
669,0	2080	0,475	163	—	454,2	12,75	0,394	575	0,359	—	16,8	5,5
736,5	2121	0,532	168	95	372,8	7,10	0,323	932	0,451	0,3690	18,5	5,7
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
633,7	1773	0,556	197	96	308,2	4,62	0,282	723	0,639	0,394²)	—	—
778,0	2475	0,458	180,5	84	450,0	7,26	0,521	633	0,401	0,371²)	—	—
—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

²) Nehmen an der Preisverteilung nicht teil, da Seetüchtigkeitsprüfung nicht bestanden.

sei. Wenn die Berichterstatter den Ursachen nachgegangen wären, so würden sie festgestellt haben, daß in den meisten dieser Fälle der Motor gar nicht daran schuld war, sondern daß Benzin- oder Kühlwasserleitungen gebrochen waren, daß der Tank leckte u. dgl. Dann kann man aber auch von dem besten Motor nicht mehr verlangen, daß er läuft. Daß solche Schäden so häufig auftraten, liegt einfach daran, daß die Flugzeuge zum größten Teil neu entwickelte Muster waren und erst am letzten Tage vor dem Wettbewerb aus der Werft kamen. Es war also keine Zeit mehr, die Werkstattflüge zu machen, die notwendig sind, um eine Neukonstruktion vollkommen zu erproben und die vielen kleinen Schwierigkeiten, die sich immer erst im Betrieb zeigen, zu erkennen und zu beseitigen. Soweit der Verfasser feststellen konnte, sind während des ganzen Wettbewerbs drei wirkliche Motorpannen an deutschen Motoren aufgetreten, davon wurde eine mit Bordmitteln ausgebessert. Bei einer Erscheinung, wo der Zufall eine so große Rolle spielt, kann man ein zuverlässiges Urteil nur auf Grund einer großen Zahl von Beobachtungen abgeben, und drei ist in diesem Sinne keine große Zahl. Von den beiden mit deutschen Motoren ausgerüsteten Flugzeugen, die während des Streckenfluges verloren gegangen sind, und die ohne weiteres auf das Schuldkonto des Motors gesetzt wurden, hat der Unfall des einen (Nr. 11) mit dem Motor gar nichts zu tun. Das Flugzeug landete wegen schlechten Wetters und wurde von einem Dampfer zertrümmert. Bei dem anderen (Nr. 2) ist nicht festzustellen, warum der Motor stehen geblieben war. Es ist durchaus nicht sicher, ob der Motor selbst wirklich versagt hat, oder ob eine Ursache, die außerhalb des Motors liegt, die verhängnisvolle Notlandung bedingt hat. Im übrigen sei bemerkt, daß bei einigen ausländischen Motoren chronische Schwierigkeiten auftraten, und es ist ja auch eine der aussichtsreichen Maschinen verloren gegangen, dadurch, daß ihr Jupitermotor stehen blieb. Es wäre aber auch hier falsch, ohne weiteres ein Urteil zu fällen. Für eine geschäftliche Reklame mag dies angehen. Bei einer sachlichen Beurteilung aber muß man die jahrelangen Erprobungen im Luftverkehr mit heranziehen.

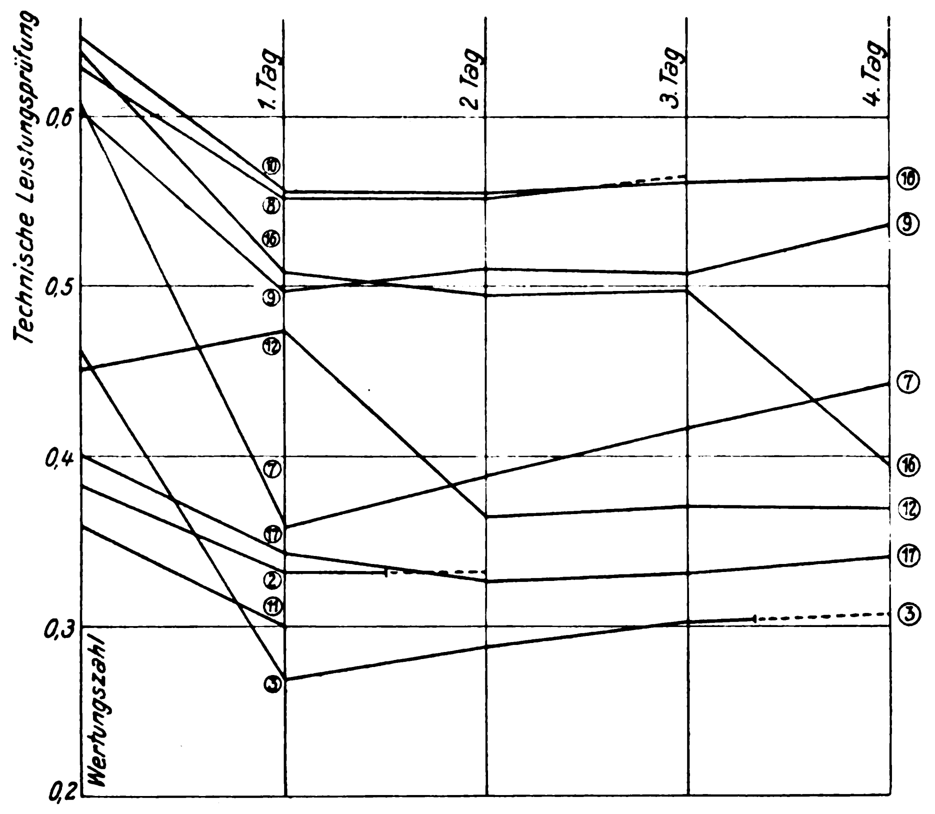


Abb. 1. Stand der Wertung während des Küstenfluges.
Die Wertungszahl von Nr. 12 am 1. Tag ist nicht 0,474 sondern 0,378.

Der Seetüchtigkeits-Wettbewerb.

Nachdem die Flugzeuge im Streckenfluge gezeigt hatten, daß sie einem Dauerbetrieb gewachsen waren, mußten sie in der Seetüchtigkeitsprüfung beweisen, daß sie auch den Anforderungen, die schweres Wetter an ein Seeflugzeug stellt, entsprachen. Wieweit Flugzeuge von der Größe, wie sie heute üblich ist, seetüchtig gebaut werden können, und wieweit es möglich sein wird, durch Vergrößerung der Flugzeuge deren Seetüchtigkeit zu erhöhen, muß die künftige Entwicklung zeigen. Soviel scheint aber sicher zu sein, daß für die heutigen Flugzeuge eine Landung bei Seegang vier schon ein Unternehmen darstellt, das sehr stark vom Zufall abhängig ist. Auch bei den Flugzeugen, die die drei Landungen im Seegang ausgeführt haben, erscheint es durchaus nicht so ganz sicher, ob eine vierte Landung auch noch gut gegangen wäre. Eines der drei Flugzeuge, z. B. das am Vormittag seine Seetüchtigkeit erwiesen hatte, zerbrach am Nachmittag bei einer Landung, die durchaus nicht schlecht war, unter viel leichteren Verhältnissen einen Schwimmer. Bei Landungen und Starts in schwerer See scheint vorläufig noch das Glück eine entscheidende Rolle zu spielen. Wenn es schief geht, sagen die Seeleute dann, das Flugzeug hat gerade eine besonders harte See bekommen. Wahrscheinlich wird auch in der nächsten Zukunft mit Flugzeugen sich nur eine beschränkte Seetüchtigkeit erreichen lassen. Für Sonderaufgaben, die nur bei bestimmten Wetterverhältnissen durchgeführt werden, ist dies selbstverständlich sehr wichtig. Im übrigen aber erscheint es, vom heutigen Standpunkt aus gesehen, vielleicht nicht ganz unberechtigt, wenn man sagt, daß die höchste Seetüchtigkeit eines Flugzeugs in seiner Lufttüchtigkeit liegt. Wenn Flugzeuge einmal so betriebssicher gebaut werden können, daß unfreiwillige Landungen überhaupt nicht mehr vorkommen, dann ist ein solches Flugzeug auch seetüchtig. Ob auf einem anderen Wege eine wahre Seetüchtigkeit zu erreichen ist, kann nur die Zukunft lehren.

Anregungen für künftige Wettbewerbe.

Eine Aufgabe dieses Sammelheftes ist es, die Erfahrungen festzulegen im Hinblick auf künftige Wettbewerbe. Es haben sich zwar schon sehr viele Autoren zu dieser Frage geäußert. Trotzdem scheint sie noch lange nicht gelöst zu sein. Das liegt sicherlich z. T. daran, daß der Begriff des Flugwettbewerbes in sich unklar ist und von jedem anders aufgefaßt wird. Die Trennung nach sportlichen und technischen Wettbewerben ist auch nicht ganz treffend. Man muß trennen: in Wettbewerbe für Flugzeuge und Wettbewerbe für Besatzungen. Wenn die Flugzeuge in Wettbewerb treten, so ist das eine rein technische Angelegenheit, die mit Sport nichts zu tun hat. Sollen sich dagegen die Besatzungen in einem Wettkampf messen, so ist das reiner Sport, der nur insofern etwas mit Technik zu tun hat, als er sich des Flugzeugs als Sportgerät bedient.

Alle bisherigen Wettbewerbe (in Deutschland wenigstens) waren Wettbewerbe der Flugzeuge, und ihr Ziel war doch sicherlich folgendes: Man wollte durch diese Wettbewerbe den Flugzeugwerken einen Anreiz geben zu intensiver fortschrittlicher Arbeit, und die Preise sollten ihnen



die finanziellen Opfer, soweit wie möglich, ersetzen, die ihre erfolgreiche Forschungs- und Versuchsarbeit verursacht hatte, und, wenn möglich, sollten sie in den Stand gesetzt werden, mit Hilfe dieser im Wettbewerb errungenen Mittel ihre Arbeiten fortzusetzen. Sicherlich ist es die Absicht der Preisstifter, die so große Summen zur Verfügung stellen, eine befruchtende Wirkung auf die Flugtechnik auszuüben. Alle diese Wettbewerbe hätten also nach dem oben Gesagten eine rein technische Angelegenheit sein müssen. Das waren sie aber nicht.

Wenn man sich nun fragt, ob das gesteckte Ziel durch die verflossenen Wettbewerbe in den Grenzen, wie es praktisch überhaupt erreichbar ist, erzielt worden ist, so muß man sagen, daß der Seeflug-Wettbewerb einen erheblichen Fortschritt gegenüber früheren Wettbewerben bedeutet, und zwar hauptsächlich infolge des Wertungsverfahrens. Die Ergebnisse der Technischen Prüfung wurden allerdings dadurch wieder verwischt, daß bei dem Streckenflug die sportliche Leistung der Besatzung und auch das Glück von den Leistungen des Flugzeugs nicht zu trennen sind. Um aber Flugzeuge bewerten und vergleichen zu können, muß eine reinliche Trennung dieser Einflüsse vorgenommen werden. Daher gilt für alle Wettbewerbe, wo es um die Bewertung von Flugzeugen geht, der Grundsatz: Je weniger Sport darin ist, um so besser für den Erfolg.

Eine weitere Lehre des Seeflug-Wettbewerbs ist die: Man soll die einmal gesetzten Termine einhalten und verspätete Flugzeuge nicht mehr zulassen. Wenn man gänzlich unerprobte und verspätet fertiggestellte Flugzeuge zuläßt, schädigt man den Wettbewerb, dadurch, daß die Leistungen dieser Flugzeuge naturgemäß nicht die besten sein können. Durch häufig auftretende Schäden wird der Eindruck großer Unzuverlässigkeit hervorgerufen, der dem Ansehen des Wettbewerbs und der gesamten Luftfahrt schadet. Wie oben schon erläutert, sind die deutschen Motoren z. T. durch den Umstand, daß die Flugzeuge nicht hinreichend erprobt waren, in einen schlechten Ruf gekommen, den sie nicht verdienen. Man sollte im Gegenteil von jedem teilnehmenden Flugzeug verlangen, daß es mehrere Wochen vor Beginn des Wettbewerbs fertig ist und einen Abnahmeflug macht. Dann hat der Hersteller Zeit, das Flugzeug zu erproben, und die Besatzung hat Gelegenheit, sich mit ihrem Flugzeug so vertraut zu machen, wie es für einen Wettbewerb notwendig ist.

Die Wertung bei zukünftigen Flugzeugwettbewerben müßte sich wohl etwa in derselben Richtung bewegen wie beim Seeflug-Wettbewerb. Eine Verfeinerung des Wertungsverfahrens ist anzustreben und kann auch durchgeführt werden.

Alles bisher Gesagte setzt voraus, daß man Wettbewerbe mit ganzen Flugzeugen veranstaltet. Es ist aber noch eine sehr große Frage, ob dies ungeheuer kostspielige Verfahren wirklich das einzige ist, das befruchtend auf die Flugtechnik einwirkt. Es scheint, als ob ein voller Erfolg nur dann erzielt werden kann, wenn neben Flugzeugwettbewerben solche von einzelnen Bauteilen veranstaltet werden. Bei den Leistungen eines Flugzeuges sprechen sehr viele Umstände mit, deren Wirkung im einzelnen aus der Gesamtleistung heraus gar nicht zu erkennen ist. Gerade den Einfluß eines jeden Einzelteiles muß man aber kennen, wenn man weiter kommen will. Daher sollte man Wettbewerbe für Einzelteile veranstalten, z. B. Luftschrauben, Schwimmer oder Räder, Sporn, Einzelteile der Triebwerksanlage, Vorrichtungen zur Verminderung der Landegeschwindigkeit usw. Derartige Wettbewerbe hätten den Vorzug, daß die Bewerber nicht entfernt so große Unkosten haben wie bei den bisherigen Wettbewerben, und es könnten sich viele Stellen beteiligen, die für den Bau ganzer Flugzeuge nicht in Frage kommen. Mit denselben finanziellen Mitteln wie bei den bisherigen Wettbewerben würde es sich ermöglichen lassen, daß der Bewerber, der auf irgendeinem Gebiet etwas Besonderes geleistet hat, von seinem errungenen Preis auch noch etwas übrig behält für weitere Arbeiten. Bei Flugzeugwettbewerben wird das wohl nur in den seltensten Fällen eintreten. Das gewonnene Erfahrungsmaterial würde aber für jeden Konstrukteur eine Bereicherung darstellen. Auf diese Weise könnte man wohl den Zweck von Wettbewerben am vollkommensten erfüllen. In größeren Zeitabschnitten müßten dann selbstverständlich auch einmal wieder ganze Flugzeuge zum Wettbewerb aufgerufen werden, um Richtung weisend für die anderen Wettbewerbe zu wirken. Über die Einzelheiten solcher Wettbewerbe wird natürlich noch sehr viel nachzudenken sein, wenn sie ihren höchsten Erfolg haben sollen. Es erscheint jedoch kaum angebracht, schon jetzt Einzelfragen zu erörtern. Diese werden sich nur von Fall zu Fall lösen lassen, wenn die zur Verfügung stehenden technischen und finanziellen Hilfsmittel bekannt sind. Die Aufgabe, einen solchen Wettbewerb erfolgreich durchzuführen, bei dem ein ausschließlich technisches Ziel angestrebt wird, wird jedoch viel leichter sein als bei den bisherigen Wettbewerben. Durch die Verquickung von technischer mit sportlicher Leistung wurde eine Unklarheit in die Grundlagen der Wettbewerbe hineingetragen, die auch das best durchdachte Wertungsverfahren nicht ausgleichen konnte.

Neben solchen Wettbewerben, die ihrem innersten Wesen nach rein technische Veranstaltungen sind, erscheint es im Interesse des fliegerischen Nachwuchses notwendig, Wettbewerbe für Besatzungen zu veranstalten, in denen einzig und allein die fliegerische Leistung der Besatzung zum Gegenstand einer Wertung gemacht werden sollte. Die Lösung dieser Aufgabe muß den dazu berufenen Sportbehörden überlassen bleiben und soll hier nicht weiter erörtert werden. Sicherlich werden aber hier auch keine unüberwindlichen Schwierigkeiten mehr vorliegen, wenn man sich erst zu einer reinlichen Trennung im oben angedeuteten Sinne entschlossen hat. Auf dieser Grundlage wird man sicherlich den Erfolg der Flugwettbewerbe sowohl in technischer als auch in sportlicher Hinsicht noch größer gestalten können, als es bisher der Fall war.

Die Flugzeuge des Deutschen Seeflug-Wettbewerbs 1926.

Von F. Seewald, Adlershof.

Im folgenden sind alle Flugzeuge des Wettbewerbs in Lichtbildern zusammengestellt. Von einer Baubeschreibung der einzelnen Flugzeuge kann hier abgesehen werden, da von den Herstellern schon eingehende Beschreibungen veröffentlicht worden sind. Es sollen lediglich die wichtigsten Angaben über die Abmessungen der Flugzeuge angeführt



Abb 1. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H. LFG V 59.

werden, soweit sie für die Beurteilung der Flugleistungen maßgebend sind. Diese Angaben beruhen auf Veröffentlichungen der Hersteller, sind also nicht im Wettbewerb gemessen.

Flugzeugmuster	LFG V 59
Wettbewerb-Nr.	1
D-Nr.	—
Motormuster	BMW IV
Nennleistung	230 PS
Leergewicht	1430 kg
Fluggewicht	2200 kg
Spannweite	19 m
Flächeninhalt	52 m²



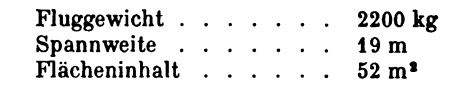
Abb. 2. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H. LFG V 60.

Flugzeugmuster	LFG V 60
Wettbewerb-Nr.	2
D-Nr.	924
Motormuster	BMW IV
Nennleistung	230 PS
Leergewicht	1350 kg
Fluggewicht	2050 kg
Spannweite	15,0 m
Flächeninhalt	52 m²



Abb. 3. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H. LFG V 61.

Flugzeugmuster	LFG V 61
Wettbewerb-Nr.	3
D-Nr.	925
Motormuster	Bristol-Jupiter
Nennleistung	420 PS
Leergewicht	1430 kg



Fluggewicht	2200 kg
Spannweite	19 m
Flächeninhalt	52 m²

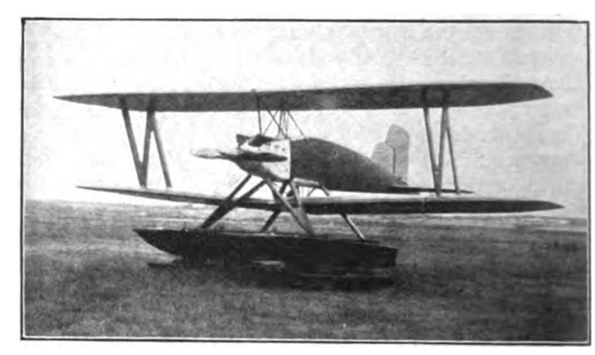


Abb. 4. Casparwerke A.-G., Travemünde. C 29.

Flugzeugmuster	Caspar C 29
Wettbewerb-Nr.	4
D-Nr.	—
Motormuster	Hispano-Suiza
Nennleistung	400 PS
Leergewicht	1310 kg
Fluggewicht	2000 kg
Spannweite	13 m
Flächeninhalt	47 m²

(vor dem Wettbewerb verbrannt)



Abb. 5. Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H. Robbe Ro VII.

Flugzeugmuster	Rohrbach Robbe Ro VII (Kurier- und Verkehrsflugzeug)
Wettbewerb-Nr.	5
D-Nr.	926
Motormuster	2 × BMW IV
Nennleistung	2 × 230 PS
Leergewicht	2000 kg
Fluggewicht	3360 kg
Spannweite	17,5 m
Flächeninhalt	40 m²

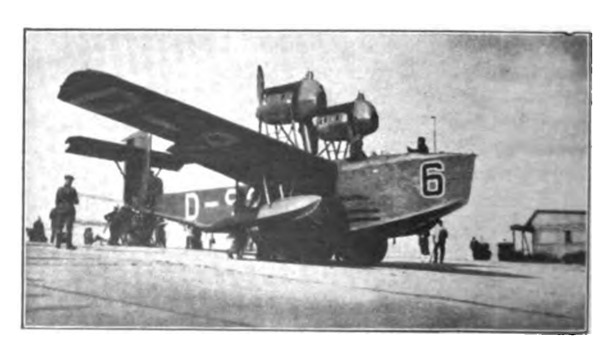


Abb. 6. Rohrbach-Metallflugzeugbau G. m. b. H. Robbe Ro VII.

Flugzeugmuster	Robbe Ro VII (Kurier- und Verkehrsflugzeug)
Wettbewerb-Nr.	6



D-Nr.	927
Motormuster	2 × BMW IV
Nennleistung	2 × 230 PS
Leergewicht	2000 kg
Fluggewicht	3360 kg
Spannweite	17,5 m
Flächeninhalt	40 m²



Abb. 7. Junkers-Flugzeugwerk A.-G. W 33.

Zweiter Preis.

Flugzeugmuster	Junkers W 33 (Post- und Frachtflugzeug)
Wettbewerb-Nr.	7
D-Nr.	921
Motormuster	Junkers L 5
Nennleistung	310 PS
Leergewicht	1383 kg
Fluggewicht	2100 kg
Spannweite	18,35 m
Flächeninhalt	43,2 m²



Abb. 8. Junkers-Flugzeugwerk A.-G. W 34.

Flugzeugmuster	Junkers W 34 (Post- und Frachtflugzeug)
Wettbewerb-Nr.	8
D-Nr.	922
Motormuster	Gnôme-Rhône-Jupiter
Nennleistung	425 PS
Leergewicht	1350 kg
Fluggewicht	2100 kg
Spannweite	18,33 m
Flächeninhalt	43 m²



Abb. 9. Ernst Heinkel-Flugzeugwerk G. m. b. H. HE 5.

Erster Preis.

Flugzeugmuster	Heinkel HE 5
Wettbewerb-Nr.	9
D-Nr.	937
Motormuster	Napier-Lion
Nennleistung	450 PS
Leergewicht	1640 kg
Fluggewicht	2500 kg
Spannweite	16,8 m
Flächeninhalt	48,8 m²

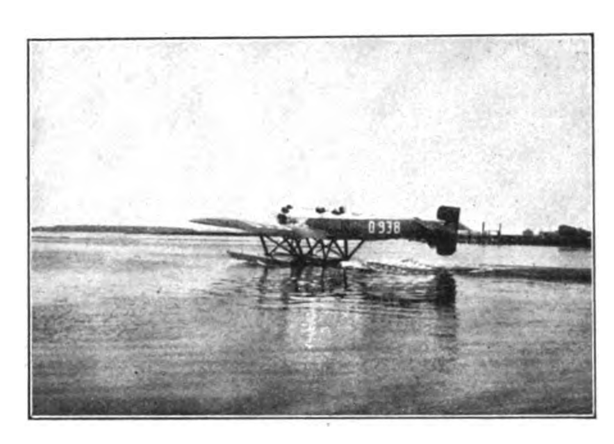


Abb. 10. Ernst Heinkel-Flugzeugwerk G. m. b. H. HE 5.

Flugzeugmuster	Heinkel HE 5
Wettbewerb-Nr.	10
D-Nr.	938
Motormuster	Gnôme-Rhône-Jupiter
Nennleistung	420 PS
Leergewicht	1500 kg
Fluggewicht	2500 kg
Spannweite	16,8 m
Flächeninhalt	48,8 m²

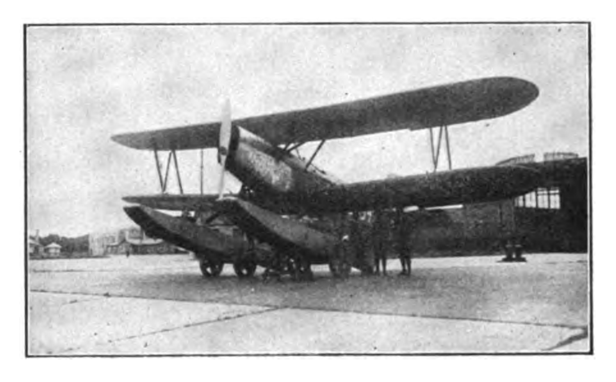


Abb. 11. Ernst Heinkel-Flugzeugwerk G. m. b. H. HD 24.

Flugzeugmuster	Heinkel HD 24
Wettbewerb-Nr.	11
D-Nr.	934
Motormuster	BMW IV
Nennleistung	230 PS
Leergewicht	1350 kg
Fluggewicht	1960 kg
Spannweite	14,2 m
Flächeninhalt	50,1 m²

Dritter Preis.

Flugzeugmuster	Heinkel HD 24
Wettbewerb-Nr.	12
D-Nr.	935
Motormuster	BMW IV



Abb. 12. Ernst Heinkel-Flugzeugwerk G. m. b. H. HD 24.

Nennleistung	230 PS
Leergewicht	1350 kg
Fluggewicht	1960 kg
Spannweite	14,2 m
Flächeninhalt	50,1 m²



Abb. 13. Ernst Gerbrecht, Werden/Ruhr. W 3.

Flugzeugmuster	Gerbrecht W 3
(Dreimotoriges Verkehrsflugzeug)	
Wettbewerb-Nr.	13
D-Nr.	941
Motormuster	Thulin
Nennleistung	3 x 110
Leergewicht	—
Fluggewicht	—
Spannweite	—
Flächeninhalt	—

Das Flugzeug konnte infolge verspäteter Fertigstellung nicht teilnehmen.



Abb. 14. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. Do. E.

Flugzeugmuster	Dornier Do E
Wettbewerb-Nr.	14
D-Nr.	—
Motormuster	Gnôme-Rhône-Jupiter
Nennleistung	420 PS
Leergewicht	1700 kg
Fluggewicht	2700 kg
Spannweite	17,1 m
Flächeninhalt	51,3 m²

Die Nennung des Flugzeuges wurde vor Beginn des Wettbewerbs zurückgezogen.

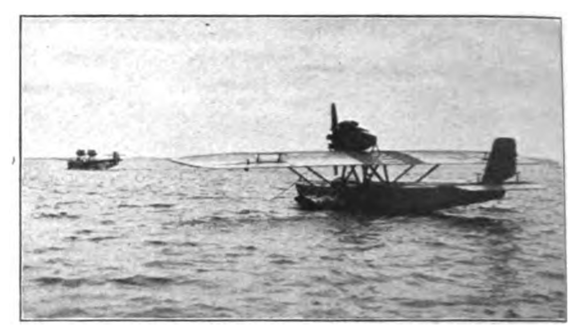


Abb. 15. Dornier-Metallbauten G. m. b. H. Do. E.

Flugzeugmuster	Dornier Do E
Wettbewerb-Nr.	15
D-Nr.	932
Motormuster	Gnôme-Rhône-Jupiter
Nennleistung	420 PS
Leergewicht	1700 kg
Fluggewicht	2700 kg
Spannweite	17,1 m
Flächeninhalt	51,3 m²

Die Nennung des Flugzeuges wurde vor Beginn des Wettbewerbs zurückgezogen.



Abb. 16. Junkers Flugzeugwerk A.-G. A 20.

Flugzeugmuster	Junkers A 20
Wettbewerb-Nr.	16
D-Nr.	826
Motormuster	Junkers L 5
Nennleistung	310 PS
Leergewicht	1100 kg
Fluggewicht	1600 kg
Spannweite	15,3 m
Flächeninhalt	30,5 m²

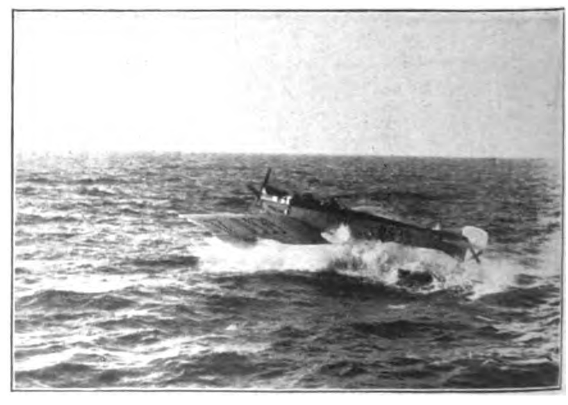


Abb. 17. Ernst Heinkel-Flugzeugwerk G. m. b. H. S 1.

Flugzeugmuster	Heinkel S 1
Wettbewerb-Nr.	17

D-Nr.	939
Motormuster	Rolls Royce Eagle
Nennleistung	360 PS
Leergewicht	1670 kg
Fluggewicht	2550 kg
Spannweite	18 m
Flächeninhalt	—



Abb. 18. Udet-Flugzeugbau G. m. b. H. U 13 Bayern.

Flugzeugmuster	Udet U 13 Bayern	Das Flugzeug konnte infolge verspäteter Fertigstellung nicht teilnehmen.
Wettbewerb-Nr.	18	
D-Nr.	945	
Motormuster	BMW VI	
Nennleistung	450 PS	
Leergewicht	2000 kg	
Fluggewicht	3000 kg	
Spannweite	15 m	
Flächeninhalt	—	

Das Wertungsverfahren im Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926.

Von H. Blenk und F. Liebers.

63. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt e. V., Berlin-Adlershof.

I. Einleitung.

Der Seeflug-Wettbewerb 1926 sollte ein seetüchtiges, leistungsfähiges und betriebstüchtiges Postflugzeug züchten. Die an die Flugzeuge gestellten Anforderungen waren genau umschrieben, indem folgende Eigenschaften besonders bewertet werden sollten: Geschwindigkeit, Steigfähigkeit, äußerste Flugstrecke, Sparsamkeit des Bauaufwandes.

In welche mathematische Form diese Anforderungen gebracht worden sind, so daß eine zahlenmäßige Wertung möglich wurde, geht aus der Ausschreibung zum Seeflug-Wettbewerb hervor. Doch dürfte das Herauslesen des Gedankens, der der Wertung zugrunde gelegt wurde, sowie die Ableitung der Wertungsformeln nicht ganz leicht fallen. Deshalb soll hier noch einmal etwas näher auf das Wertungsverfahren und seine mathematische Fassung eingegangen werden.

II. Der Grundgedanke der Wertung.

Dem Wertungsgedanken steht eine ganz allgemeine grundsätzliche Überlegung voran. Diese Überlegung kann einmal für eine große Zahl von Wettbewerben Bedeutung gewinnen. Sie ist jedoch ganz besonders auf die Verhältnisse in Deutschland zugeschnitten, dessen Luftfahrt sich in einer schlechten wirtschaftlichen Lage befindet. Diese Überlegung lautet[1]):

Die Ausschreibung muß so gefaßt sein, daß sich — innerhalb bestimmter Grenzen — möglichst Flugzeuge jeden Charakters an dem Wettbewerb beteiligen können. Nicht eine eng umrissene Bauaufgabe darf gestellt oder eine ganz bestimmte Flugleistung darf allein oder auch nur mit überwiegendem Gewicht bewertet werden, sondern die Ausschreibung muß so gehalten sein, daß alle Bauarten gleicher Güte gleichmäßig bewertet werden.

Wie ist das möglich? Dazu ist zunächst festzustellen, was unter der Güte einer Bauart verstanden sein soll. Eine ganz allgemeine und ohne weiteres einleuchtende Antwort hierauf ist diese: Eine Bauart ist gut, wenn der Aufwand, den sie benötigt, möglichst klein ist und wenn die Leistungen, die sie damit hervorbringt, möglichst groß sind. Das Verhältnis der von einer Bauart erzielten Leistungen zu dem hineingesteckten Aufwand soll möglichst groß sein. Diese Größe ist auch diejenige, die den Verbraucher interessiert. Für ihn sind alle Zwischengrößen, wie z. B. Motorleistung oder Flächeninhalt des Tragwerks, ohne Bedeutung.

Mit der genannten Festlegung des Begriffes »Baugüte« stellt sich die weitere Frage: Was ist Aufwand, was sind Leistungen?

Die Leistungen sind bereits durch die Forderungen der Ausschreibung nach einem Seeflugzeug guter Geschwindigkeit, Steigfähigkeit und äußerster Flugstrecke festgelegt.

Als Bestandteile des Aufwandes wird man bezeichnen: die Anschaffungskosten, die Instandhaltungskosten und die Lebensdauer. Diese Größen zahlenmäßig zu fassen, ist nicht leicht. Eine zwar nicht vollkommene, aber doch gut brauchbare Annäherung an die Gesamtheit der Aufwandfaktoren ist das Leergewicht des Flugzeuges. Eine Verfeinerung des Begriffes »Aufwand« ist sicher denkbar, doch wird die Definition dann immer schwerer zahlenmäßig zu fassen und der Rechnung zugänglich zu machen sein. (Vgl. den Begriff »Aufwand« in der Ausschreibung zum Süddeutschlandflug 1926, wo er durch Berücksichtigung des Aufwandes für die Unterbringung von Fluggästen und Fracht vervollkommnet wurde.)

III. Die praktische Durchführung des Wertungsgedankens.

Nachdem so Aufwand und Leistungen festgelegt sind, handelt es sich um die praktische Durchführung des oben genannten Grundsatzes, nach dem gewertet werden soll. Der Quotient: Aufwand zu Leistung läßt sich nicht ohne weiteres, nachdem der Aufwand und die einzelnen Teilleistungen gemessen sind, hinschreiben. Denn die gesamte Leistung ist nicht einfach die Summe der Einzelleistungen. Wird z. B. bei einem Flugzeug durch Veränderung der Flügelfläche die Wagrechtgeschwindigkeit auf Kosten der Steiggeschwindigkeit erhöht, so ist die Gesamtleistung dieselbe geblieben; die arithmetische Summe der Leistungsfaktoren ist jedoch eine andere geworden. Man erkennt, daß der innere Zusammenhang, in dem die einzelnen Flugleistungen zueinander stehen, zu berücksichtigen ist. Dieser Zusammenhang ist durch die Flugmechanik gegeben. Aus ihr geht hervor, in welchem Maße die Verbesserung einer Teilleistung durch Veränderung einer Zwischengröße, wie beispielsweise der Flügelfläche, der Motorleistung, der Zuladung usw., zwangläufig die Verschlechterung einer anderen Teilleistung bzw. des Aufwandes verursacht. Bei genauerer Untersuchung (s. Abschnitt IV) ergeben die Gleichungen der Flugmechanik, daß, wenn der Aufwand und zwei Teilleistungen eines Flugzeugs bekannt sind (z. B. im vorliegenden Falle: das Leergewicht, die äußerste Flugstrecke und die Steiggeschwindigkeit), die übrigen Leistungen (z. B. die größte Wagrechtgeschwindigkeit) bei einer vorausgesetzten bestimmten Baugüte, die einen bestimmten Stand der Tech-

[1]) Die im folgenden entwickelten Gedanken stammen wesentlich von G. Madelung. Vgl. auch die Erläuterungen der DVL zur Ausschreibung für den Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926 am Schluß des I. Teiles der Ausschreibung.

nik widerspiegelt, einen und nur einen ganz bestimmten Wert haben können.

Haben also zwei Flugzeuge drei gleiche Teilleistungen und stimmen die übrigen Leistungen nicht mehr überein, so sind die beiden Flugzeuge verschieden gut gebaut. Auf diese sehr naheliegende Weise kann man alle Flugzeuge auf ihre Baugüte hin vergleichen.

Das ist der praktische Weg, auf dem die oben erläuterte Wertung zur Ausführung gebracht wird: Man mißt — im vorliegenden Falle des Seeflug-Wettbewerbs — den Aufwand (Leergewicht) und zwei Teilleistungen (äußerste Flugstrecke und Steigzeit von 1 auf 2 km) eines jeden Flugzeugs. Dann kann man errechnen, wie groß die übrigen Leistungen (größte Wagrechtgeschwindigkeit) nach dem heutigen Stand der Technik sein sollten. Mit dieser »Solleistung« wird die in Wirklichkeit erzielte Leistung (gemessene Höchstgeschwindigkeit) verglichen.

Die letzte Frage, die nun noch zu beantworten bleibt, ist die nach dem »heutigen Stand der Technik«. Das ist eine rein empirische Angelegenheit. Um sie zahlenmäßig zu fassen, muß man alle die Größen zusammenstellen, die die verschiedenen Arbeitsbereiche der heutigen Flugtechnik kennzeichnen: Der Stand der Motorentechnik ist gekennzeichnet durch das Leistungsgewicht des Triebwerks (τ kg/PS) und seinen Einheitsverbrauch (b kg/PSh); der Stand der Luftschraubentechnik durch den Wirkungsgrad (η); der Stand der Flugzeugstatik und -konstruktion durch den Anteil des Flugwerks am Fluggewicht (ζ); der Stand der Aerodynamik durch die Widerstandsbeizahl im Wagrechtflug (c_{w_H}), die Flugzahl im Steigflug $\left(\frac{c_w}{c_a^{1,5}}\right)$ und die Gleitzahl (ε).

Zum Vergleich der Wettbewerbsflugzeuge in dem beschriebenen Sinne wurde als Maßstab ein Flugzeug gewählt, das den heutigen Stand der Technik durch folgende Beiwerte widerspiegelt. Diese Zahlen wurden als Mittelwerte bei guten Flugzeugen gefunden.

η_H	= 0,65	Wirkungsgrad der Luftschraube im Wagrechtflug und im Steigflug,	(1)
η	= 0,65	Wirkungsgrad der Luftschraube im Streckenmeßflug,	
ζ	= 0,35	Anteil des Flugwerks am Fluggewicht,	
τ	= 1,5 kg/PS	Leistungsgewicht des Triebwerks,	
c_{w_H}	= 0,05	Widerstandsbeizahl im Wagrechtflug,	
$\frac{c_w}{c_a^{1,5}}$	= 0,09	Flugzahl im Steigflug,	
ε	=	Gleitzahl im Streckenmeßflug,	
b	= 0,22 kg/PSh	Einheitsverbrauch im Streckenmeßflug.	

Durch diese Beiwerte ist eine unendliche Schar von Flugzeugen, die sog. Normalflugzeuge, definiert.

Die gemessene Wagrechtgeschwindigkeit eines Wettbewerbflugzeugs wird nun ins Verhältnis gesetzt zu der Geschwindigkeit desjenigen Normalflugzeugs, das dasselbe Leergewicht, dieselbe äußerste Flugstrecke und dieselbe Steiggeschwindigkeit wie das Wettbewerbflugzeug hat. Diese ist die oben genannte »Sollgeschwindigkeit«.

IV. Mathematische Ableitung der Wertungsformeln.

Um den Wertungsgedanken zahlenmäßig zu erfassen, müssen wir jetzt die Zusammenhänge zwischen den einzelnen Teilleistungen aufsuchen. Dann sind wir auch in der Lage, die Geschwindigkeit des Normalflugzeugs, oder was dasselbe ist, die Sollgeschwindigkeit unter der vorausgesetzten normalen Baugüte aus den gemessenen Größen (Leergewicht, äußerste Flugstrecke, Steiggeschwindigkeit) zu berechnen.

1. Erklärung der Bezeichnungen und einer Abkürzung.

Um den Gang der Ableitung möglichst kurz und übersichtlich zu gestalten, seien zunächst die benutzten Zeichen erklärt und eine häufig gebrauchte Abkürzung eingeführt:

G	(kg)	= Fluggewicht,
G_L	(kg)	= Leergewicht,
G_Z	(kg)	= Zuladung,
G_T	(kg)	= Triebwerk-Leergewicht,
G_F	(kg)	= Flugwerk-Leergewicht,
G_D	(kg)	= Dienstlast,
N_0	(PS)	= Motorleistung am Boden,
N_z	(PS)	= Motorleistung in der Höhe z,
F	(m²)	= Flügelfläche,
γ	(kg/m³)	= Luftwichte,
g	(m/s²)	= Erdbeschleunigung,
w_z	(m/s)	= Steiggeschwindigkeit in der Höhe z,
v_H	(m/s)	= Wagrechtgeschwindigkeit,
t	(s)	= Steigzeit von 1 auf 2 km Höhe,
S	(km)	= äußerste Flugstrecke mit 400 kg Dienstlast.

Außerdem werden die unter (1) aufgeführten Bezeichnungen benutzt.

Es gelten folgende Beziehungen:

Aus Leergewicht G_L und Zuladung G_Z setzt sich das Fluggewicht G zusammen:

$$G = G_L + G_Z \quad \ldots \ldots \quad (2)$$

Das Leergewicht wiederum besteht aus Flugwerk-Leergewicht G_F und Triebwerk-Leergewicht G_T:

$$G_L = G_F + G_T \quad \ldots \ldots \quad (3)$$

Ferner erscheint im folgenden wiederholt die Leistungsbelastung

$$\frac{G}{N_0} = \frac{\text{Fluggewicht}}{\text{Bodenleistung des Motors}}.$$

Unter Benutzung von $\tau = G_T/N_0$ [s. (1)] läßt sich dieser Wert auch folgendermaßen schreiben:

$$\frac{N_0}{G} = \frac{1}{\tau}\,\frac{G_T}{G},$$

oder nach (2) und (3):

$$\frac{N_0}{G} = \frac{1}{\tau}\,\frac{G_L - G_F}{G_L + G_Z}.$$

Mit Einführung von $\zeta = G/G_F$ [s. (1)] wird daraus:

$$\frac{N_0}{G} = \frac{1}{\tau}\,\frac{G_L - \zeta G}{G_L + G_Z}$$

bzw. unter Benutzung von (2):

$$\frac{N_0}{G} = \frac{1-\zeta}{\tau}\,\frac{1 - \frac{\zeta}{1-\zeta}\,\frac{G_Z}{G_L}}{1 + \frac{G_Z}{G_L}}.$$

Zur Abkürzung führen wir nun ein:

$$\Lambda = \frac{1 + \frac{G_Z}{G_L}}{1 - \frac{\zeta}{1-\zeta}\,\frac{G_Z}{G_L}} \quad \ldots \ldots \quad (4)$$

Damit erhält N_0/G folgende Gestalt:

$$\frac{N_0}{G} = \frac{1-\zeta}{\tau}\,\frac{1}{\Lambda} \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

2. Zusammenhang zwischen Wagrechtgeschwindigkeit v_H, Steigzeit t und Λ.

Die Flugleistungen sind unter Voraussetzung einer bestimmten Baugüte, d. h. bei Annahme bestimmter Werte (1), noch abhängig von der Motorleistung N und der Flügelfläche F. Um also den Zusammenhang zwischen den einzelnen Leistungen herzustellen, hat man im wesentlichen die Elimination dieser Größen aus den flugmechanischen Gleichungen zu bewerkstelligen.

Die Wagrechtgeschwindigkeit v_H ist beschrieben durch die Gleichung:

$$75\,N_0\,\eta_H = c_{wH}\,\frac{\gamma_0}{2g}\,F\,v_H^3, \quad \ldots \ldots \quad (6)$$

die Steiggeschwindigkeit w_z in der Höhe z durch:

$$w_z = \frac{75\,N_z\,\eta_H}{G} - \sqrt{\frac{2g}{\gamma_z}\,\frac{G}{F}}\left(\frac{c_w^2}{c_a^3}\right)_{\min} \quad \ldots \quad (7)$$

Formt man Gl. (6) um:

$$\frac{G}{F} = \frac{c_{wH}}{75\,\eta_H}\,\frac{\gamma_0}{2\,g}\,\frac{G}{N_0}\,v_H^3$$

und berücksichtigt Gl. (5), so erhält man:

$$\frac{G}{F} = \frac{c_{wH}}{75\,\eta_H}\,\frac{\gamma_0}{2\,g}\,\frac{\tau}{1-\zeta}\,v_H^3\,\Lambda \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

Für die Abnahme der Motorleistung mit der Höhe machen wir die übliche Annahme:

$$N_z = \nu_z \cdot N_0.$$

Benutzt man ferner die Beziehung (5), so kann N_z/G so geschrieben werden:

$$\frac{N_z}{G} = \nu_z\,\frac{N_0}{G} = \nu_z\,\frac{1-\zeta}{\tau}\,\frac{1}{\Lambda} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

Führt man jetzt die Beziehungen (8) und (9) in Gl. (7) ein, so kommt:

$$w_z = 75\,\eta_H\,\nu_z\,\frac{1-\zeta}{\tau}\,\frac{1}{\Lambda} - \sqrt{\frac{c_{wH}}{75\,\eta_H}\,\frac{\gamma_0}{\gamma_z}\,\frac{\tau}{1-\zeta}\left(\frac{c_w^2}{c_a^3}\right)_{\min} v_H^3\,\Lambda} \quad (10)$$

Damit sind Motorleistung N und Flügelfläche F eliminiert und eine Beziehung zwischen Steiggeschwindigkeit und Wagrechtgeschwindigkeit hergestellt.

Zur Abkürzung führen wir noch ein:

$$\left.\begin{aligned} \varkappa_1 &= 75\,\eta_H\,\frac{1-\zeta}{\tau} \\ \varkappa_2 &= \gamma_0\,c_{wH}\left(\frac{c_w^2}{c_a^3}\right)_{\min} \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (10\,a)$$

Damit wird Gl. (10) zu:

$$w_z = \varkappa_1\,\frac{\nu_z}{\Lambda} - \sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,\frac{1}{\gamma_z}\,v_H^3\,\Lambda} \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Für γ_z kann man am Normaltag für 1 km $\leqq z \leqq$ 2 km (mit einem Fehler < 1 vH) ansetzen:

$$\gamma_z = 1{,}242 - 0{,}1153\,z \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

und ebenso

$$\frac{1}{\sqrt{\gamma_z}} = 0{,}890 + 0{,}05133\,z \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$

Aus (13) folgt dann für ν_z in demselben Höhenbereich nach der Hoffschen Formel

$$\nu_z = \frac{1}{0{,}85}\left(\frac{\gamma_z}{\gamma_0} - 0{,}15\right) = 0{,}9925 - 0{,}1084\,z \quad . \quad . \quad (14)$$

so daß man jetzt für die Steiggeschwindigkeit erhält, wenn z in m gemessen wird:

$$w_z = 0{,}9925\,\frac{\varkappa_1}{\Lambda} - 0{,}890\sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,v_H^3\,\Lambda} - \frac{z}{1000}\left(0{,}1084\,\frac{\varkappa_1}{\Lambda} + 0{,}05133\sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,v_H^3\,\Lambda}\right) \quad (15)$$

Im Seeflug-Wettbewerb wurde die Steiggeschwindigkeit als Steigzeit zwischen 1 und 2 km Höhe gewertet. Diese findet man aus (15) durch die Integration

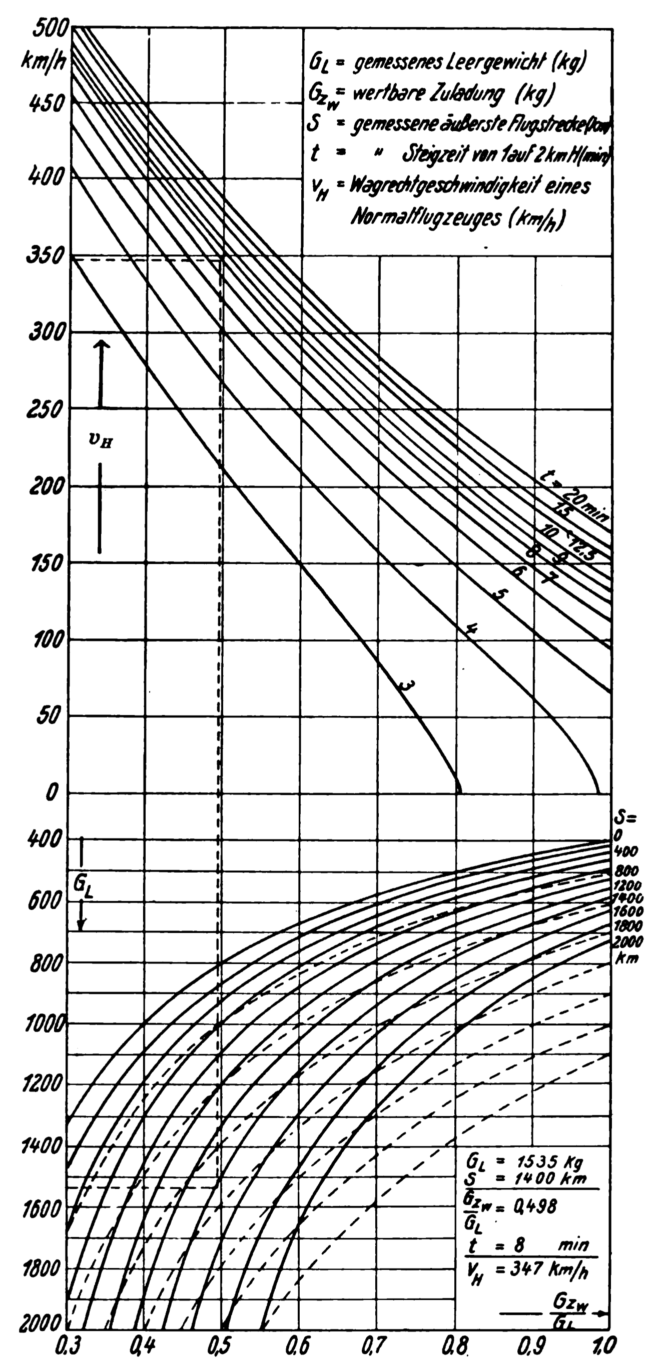


Abb. 1. Beziehung zwischen Leergewicht, Flugstrecke, Zuladung, Steigzeit und Wagrechtgeschwindigkeit eines Normalflugzeugs.

$$t = \int_{1000}^{2000} \frac{d_z}{w_z} = \frac{1000\,\Lambda}{0{,}1084\,\varkappa_1 + 0{,}05133\sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}} \cdot \ln \frac{0{,}8841\,\varkappa_1 - 0{,}9413\sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}}{0{,}7757\,\varkappa_1 - 0{,}9927\sqrt{\frac{\varkappa_2}{\varkappa_1}\,v_H^3\,\Lambda^3}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (16)$$

Setzt man hier die Beiwerte (1) für das Normalflugzeug ein, so erhält man die erste der Wertungsformeln:

$$t = \frac{1000\,\Lambda}{2{,}292 + 0{,}0002514\,(v_H\,\Lambda)^{3/2}}\,\ln\frac{18{,}67 - 0{,}00461\,(v_H\,\Lambda)^{3/2}}{16{,}39 - 0{,}00486\,(v_H\,\Lambda)^{3/2}} \quad (17)$$

Die Umkehrung dieser Beziehung, die auf graphischem Wege vorgenommen wurde, liefert v_H als Funktion von t und Λ [oder nach Gl. (4) von G_Z/G_L]. Die Darstellung dieser Abhängigkeit bildet den oberen Teil der nebenstehenden Kurventafel.

3. Zusammenhang zwischen Leergewicht G_L, äußerster Flugstrecke S und Λ.

Im Seeflug-Wettbewerb wurde ferner die äußerste Flugstrecke gewertet. Diese wurde definiert als diejenige Strecke, die das Flugzeug zurücklegen könnte, wenn die gesamte Zuladung mit Ausnahme der erforderlichen Dienstlast G_D = 400 kg aus Verbrauchsstoff bestünde.

Nach dieser Definition ist

$$S = \frac{(G_Z - G_D)\,v_H}{b \cdot N_0} \cdot 3{,}6 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (18)$$

Um die Leistung N_0 zu eliminieren, benutzen wir die Leistungsgleichung für den Wagrechtflug in Bodennähe:

$$N_0 = \frac{W \cdot v_H}{75\,\eta} \qquad (W = \text{Widerstand})$$

Unter Beachtung der Beziehung $W = \varepsilon \cdot G$ kommt so für (18):

$$S = \frac{75\,\eta \cdot 3{,}6}{b \cdot \varepsilon} \, \frac{G_Z - G_D}{G} = \varkappa_3 \, \frac{G_Z - G_D}{G} \quad . \quad . \quad (19)$$

wo

$$\varkappa_3 = \frac{75\,\eta \cdot 3{,}6}{b \cdot \varepsilon}.$$

Durch Einsetzen von $G = G_Z + G_L$ in (19) und Auflösung nach G_Z bekommt man:

$$G_Z = \frac{G_D}{1 - \frac{S}{\varkappa_3}\left(1 + \frac{G_L}{G_Z}\right)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

Setzt man in (20) nun noch die Beiwerte (1) für das Normalflugzeug ein, so hat man die zweite der Wertungsformeln:

$$G_Z = \frac{400}{1 - \frac{S}{8860}\left(1 + \frac{G_L}{G_Z}\right)}, \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (21)$$

die G_Z als Funktion von S und G_L/G_Z zum Ausdruck bringt.

Die aus (21) abgeleitete Gleichung

$$G_L = \frac{400}{\frac{G_Z}{G_L} - \frac{S}{8860}\left(\frac{G_Z}{G_L} + 1\right)} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (22)$$

liefert G_L als Funktion von S und G_Z/G_L. Die Darstellung dieser Abhängigkeit bildet den unteren Teil der nebenstehenden Kurventafel.

4. Zusammenfassung.

Betrachtet man jetzt das Kurvenblatt bzw. die Wertungsformeln (17) und (21), so hat man in ihnen einen eindeutigen Zusammenhang zwischen den Flugleistungen (v_H, t, S) und dem Bauaufwand (G_L) für das Normalflugzeug, d. h. die quantitative Beziehung, in der diese Größen zueinander stehen, wenn ein Flugzeug entsprechend dem durch (1) gekennzeichneten Stand der Technik gebaut ist. Oder — in anderer Betrachtungsweise — das Kurvenblatt bzw. die Formeln (17) und (21) bieten die einfache Vergleichsmöglichkeit der Baugüte eines beliebigen Flugzeugs mit der des zugehörigen Normalflugzeugs. Wäre nämlich das Prüfflugzeug »normal« gut gebaut, so müßte es dieselbe Wagrechtgeschwindigkeit haben wie dasjenige Normalflugzeug, das die gleiche Steiggeschwindigkeit, die gleiche äußerste Flugstrecke und das gleiche Leergewicht hat wie das Prüfflugzeug ($v_{H\,\text{soll}} = v_{H\,\text{gem}}$). Hat das Prüfflugzeug in Wirklichkeit jedoch eine andere Wagrechtgeschwindigkeit, so ist das Verhältnis

$$\frac{v_{H\,\text{gem}}}{v_{H\,\text{soll}}}$$

ein klares Maß für seine Baugüte.

Wie einfach mittels des einmal gezeichneten Kurvenblattes die Wertungszahl $\frac{v_{H\,\text{gem}}}{v_{H\,\text{soll}}}$ gefunden werden kann, geht aus dem dort eingetragenen Beispiel hervor: Ein Flugzeug mit dem Leergewicht 1535 kg, der äußersten Flugstrecke 1400 km und der Steigzeit 8 min von 1 auf 2 km sollte bei »normaler« Baugüte eine Wagrechtgeschwindigkeit von 347 km/h haben.

Die Heinkel-Flugzeuge im Seeflug-Wettbewerb.

Von Gosslau.

Den weitaus größten Teil der Wettbewerbsflugzeuge stellten die Heinkel-Werke mit fünf Maschinen: zwei Schuldoppeldeckern und drei schnellen Eindeckern. Der Typ HD 24 ist ein vorzügliches Schulflugzeug, dessen widerstandsfähige Bauart auch dem Schüler Seelandungen in schwererem Wetter ohne allzugroße Bruchgefahr möglich macht.

Die Flächenbelastung des HD 24 von 39,2 kg/m², die geringe Landungsgeschwindigkeit von 74 km/h wird auch von dem hochgezüchteten HE 5 bei Verwendung des leichten luftgekühlten Jupiter-Sternmotors erreicht, die Leistungsbelastung von 7,85 kg/PS sogar noch von diesem übertroffen (4,28 kg/PS). Bei Verwendung des wesentlich schwereren, auch etwas stärkeren Napier-Lion von 450 PS verlangt der HE 5 schon einen erfahrenen Führer. Mit diesem Motor erreichte dieses Baumuster bei den Leistungsprüfungen mit 865 kg Zuladung 203 km/h Geschwindigkeit gegenüber 202 km/h der Schwestermaschine mit dem Jupitermotor. Diese trug demgegenüber 984,5 kg Zuladung, zeigte nur 83 km/h Startgeschwindigkeit gegenüber 105 km/h bei Verwendung des Napier-Lion. Dabei ist außerdem zu berücksichtigen, daß durch die Wettbewerbsbestimmungen veranlaßt, beide Maschinen auf gleiches Fluggewicht gebracht worden waren. Bei gleicher Zuladung wäre der Vergleich beider Maschinen noch wesentlich besser zugunsten der Maschine mit dem luftgekühlten Sternmotor ausgefallen. Das ist für die zukünftige Entwicklung im Flugzeugbau und die Verwendung des luftgekühlten Motors von wesentlicher Bedeutung.

Der Motorvorbau ist bei allen Heinkel-Flugzeugen bequem in kurzer Zeit auswechselbar. Der Schüler, der den gering belasteten und auch langsameren HD 24 geflogen hat, findet in dem HE 5 mit dem Jupitermotor ein Fortbildungsflugzeug, das er trotz hoher Reisegeschwindigkeit und großem Steigvermögen dennoch leicht und weich genug zu Wasser bringen kann. Der Einbau eines stärkeren und schwereren wassergekühlten Reihenmotors stellt ihn dann wegen der größeren Flächenbelastung und Landegeschwindigkeit vor Aufgaben, die höheres fliegerisches Können verlangen.

Daß die Landung so schneller Maschinen in schwerem Seegang hohe Ansprüche stellt, haben die Seetüchtigkeitsprüfungen gezeigt. Eine einfache Befestigung der Schwimmer durch aufklappbare Lagerschalen ermöglicht bei den Heinkel-Flugzeugen den Schwimmeraustausch in kürzester Zeit. Die Schwimmer werden von Heinkel in Holz ausgeführt, zeigen jedoch Duraluminiumböden. Eine Stufe und die flache Schwimmerspitze begünstigen schnellen Start; aber die flache Schwimmerspitze ergibt bei Start und Landung in kurzer, harter See außerordentlich starke Beanspruchungen. Dem kann durch leichte Kielung (allerdings auf Kosten der Startdauer) abgeholfen werden.

Die Tragdecks sind beim HD 24 gleich, austauschbar und so gestaffelt, daß der hintere Holm des oberen Tragdecks senkrecht über dem Vorderholm des Untertragdecks liegt. Die so entstehende Ebene ist mit Profildrähten ausgekreuzt.

Das neue, dicke Profil der Flügel ermöglicht die Unterbringung von zwei hohen Kastenholmen, aus denen infolge besonderer Bauart die Feuchtigkeit abgesaugt werden kann. Sperrholzstege mit Sprucegurten bilden die Rippen, Stahlrohre die innere Versteifung.

Heinkel ist neuerdings zum Stahlrohrrumpf übergegangen, der bei ihm aus vier Längsholmen mit eingeschweißten Rohrspanten besteht, mit zellonierter Leinwand bezogen und rückwärts stark hochgezogen ist, um das Leitwerk vor Seeschlag zu schützen. Die Sicht von allen Sitzen ist ausgezeichnet.

Das Stahlrohrfundament der Motoren wird mit vier konischen Bolzen an den Endbeschlägen der Hauptrumpfholme angeschlossen und vom Führersitz durch ein Brandschott getrennt.

Nahtlos gezogene Stahlrohre bilden auch das Schwimmergestell, dessen Formfestigkeit auch bei abgenommenen Schwimmern durch Verbindung der vorderen und hinteren Knotenpunkte durch je ein Abstandrohr gesichert ist.

Von den fünf Heinkel-Flugzeugen blieb nur eins bei dem Wettbewerb auf der Strecke, und dieses auch nur, weil es bei der Notlandung wegen örtlich besonders schweren Wetters beim Abschleppen gegen eine Boje lief und dabei so schwer beschädigt wurde, daß an eine Wiederherstellung während des Wettbewerbs nicht mehr zu denken war. Alle anderen kamen — und dieser große Erfolg wurde auch bei der Preisverteilung amtlich besonders betont — über



die ganze 4000 km lange Strecke. Dabei lagen die beiden HE 5 stets sicher an der Spitze. Zwar ging eine dieser fast siegessicheren Maschinen, von einem Motorboot gerammt, während der Seeprüfung verloren; dennoch vermochten die Heinkel-Werke mit ihrem hochgezüchteten HE 5 den ersten und mit dem schweren Schuldoppeldecker HD 24 den dritten Preis an sich zu bringen.

Auf Grund der guten Erfahrungen mit der Verwendung von Stahlrohr für Schwimmergestell und Rumpf will Heinkel bei zukünftigen Entwürfen auch für die Flügelholme Stahlrohr verwenden, so daß wir also jetzt auch in Deutschland einen Vertreter des Stahlflugzeugbaus gefunden haben.

Junkers im Seeflug-Wettbewerb.

Von Longolius.

Der Deutsche Seeflug-Wettbewerb 1926 ist unter allen bisherigen Flugwettbewerben wohl als der ernsthafteste anzusehen, nicht nur, weil die Wertungsformeln mehr als bisher das Resultat gründlicher Vorbereitung waren, sondern auch, weil es sich dieses Mal nicht nur um eine sportliche, sondern technische und deshalb auch wirtschaftliche Leistungsprüfung handelt.

Die Junkers-Flugzeugwerk A.G. hatte 2 Flugzeuge gleichen Typs W. 33 und W. 34 gemeldet, die sich nur durch ihre Motoren unterschieden. Die W. 33 unter Führung von Langanke mit dem Beobachter Schleeburg hatte einen Junkers-L.V-Motor von 280/310 PS und einen verstellbaren Junkers-Metall-Propeller, während die W. 34 (Zimmermann, Gabriel) einen Gnome und Rhône-Jupiter 420 PS mit Lizenz-Reed-Propeller hatte. Die Leistungen der beiden Flugzeuge gehen aus der nachfolgenden Zahlentafel hervor. Als drittes Junkers-Flugzeug ist die A. 20 der Severa G. m. b. H. zu buchen, bei welcher aber berücksichtigt werden muß, daß die ihr zugemutete Nutzlast erheblich über die normale Belastung hinausging. Trotzdem hat die A. 20 mit ihrem Junkers-L.V-Motor alle Leistungsprüfungen und auch Streckenflüge gut erledigt; die Verzögerungen, die im Streckenflug entstanden, waren nur auf harte Landungen und daraus resultierende Schwimmerreparaturen zurückzuführen.

Die technischen Leistungsprüfungen zeitigten die Ergebnisse, welche von allen Kennern erwartet worden waren. Schon dabei zeigte es sich, daß, nachdem Dornier und Rohrbach, die beiden Konkurrenten von Junkers als metallbauende Firmen, vorher zurückgetreten waren bzw. gleich am Anfang aufgegeben hatten, der ganze Seewettbewerb zu einem Duell zwischen Heinkel und Junkers werden würde. In der nachfolgenden Zahlentafel sind die als Ergebnisse des ersten Teils der Prüfung erzielten Leistungsdaten aufgezeichnet.

Diese Daten ergeben eine ganze Reihe außerordentlich interessanter Vergleichsmöglichkeiten. Zunächst fällt das in seiner Gleichmäßigkeit bei allen Wertungen auffallend günstige Ergebnis der Junkers-W. 34 auf, ein Beweis für die aerodynamisch hervorragende Qualität des dicken Junkersprofils, welches Start, Steigleistung und Geschwindigkeit gleichermaßen günstig beeinflußt. Die Steigzeit ist von allen Maschinen bei weitem die beste. Die Geschwindigkeit liegt nur 1 km/h unter der des um 30 PS stärkeren Heinkel-Flugzeuges. Dabei ist aber die Startgeschwindigkeit mit 83 km/h die zweitgeringste von allen Flugzeugen. Während bei W. B. Nr. 2, die die geringste Startgeschwindigkeit hat, Höchstgeschwindigkeit : Startgeschwindigkeit = 147 : 74 = rd. 2 ist, ist das entsprechende Verhältnis bei der W. 34 **2,44**; bei dem Heinkel-Flugzeug mit Napier Lion nur 1,93. Auch bei der W. 33 mit dem verhältnismäßig schwachen Junkers-L.V-Motor ist das Verhältnis Höchstgeschwindigkeit : Startgeschwindigkeit immer noch bei weitem günstiger mit **2,18**.

Anders ausgedrückt:

Geschwindigkeitsspanne bei Heinkel-Napier = 98 km
= 47,5 vH der Höchstgeschwindigkeit.
» bei Heinkel-Bristol = 107 km
= 55 vH der Höchstgeschwindigkeit.
» bei Junkers-Bristol = **119** km
= **58,5** vH der Höchstgeschwindigkeit.
» bei Junkers-Junkers = 105 km
= 54 vH der Höchstgeschwindigkeit.

Es liegt auf der Hand, wie wichtig gerade das Verhältnis dieser Zahlen zueinander für die Wertung des aerodynamischen Gütegrades ist.

Eine weitere, außerordentlich wichtige, Zelle und Motor gleichzeitig wertende Ziffer aber ist der Brennstoffverbrauch in kg/km. Während ein B. M. W. 4 für die Meßstrecke 74 kg brauchte, brauchte der Junkers-L.V.-Motor der W. 33 nur **47** kg bei größerer Geschwindigkeit. Es hat prominente Stimmen gegeben, die diese durch die neue Brennstoff-Sparvorrichtung von Junkers erzielte Leistung als das wichtigste Ergebnis des Seeflugwettbewerbs bezeichnet haben.

Als Zweck des Seeflugwettbewerbs war angegeben die Züchtung eines seetüchtigen, leistungsfähigen und betriebssicheren Post-Flugzeuges. Ein gutes Postflugzeug muß auch in der Lage sein, sperrige Güter aufzunehmen, d. h. ein möglichst großer Raum für Frachtunterbringung ist ein Wesensmerkmal des Postflugzeuges bei guten Flugeigenschaften und geringem Brennstoffverbrauch.

In dieser Beziehung ist die Junkers-W. 33 bzw. W. 34 ein wesentlicher Fortschritt gegenüber der A. 20, die zwar 1924 und 25 im Nachtflugdienst tätig war, deren Fassungsraum aber doch recht begrenzt war. Daß ohne Berücksichtigung der Unterbringungsmöglichkeiten für Sperrgüter leicht gute Leistungsdaten zu erzielen waren, ergibt sich aus den Zahlen der Junkers-A. 20 Nr. 16, welche trotz ihres bedeutend schwächeren Motors in der Gesamtwertung der Heinkel-Napier gleichwertig ist.

Nicht nur die erhebliche, durch die Ausschreibung geforderte Tagesleistung, sondern auch das ausgesprochen schlechte Wetter, welches während der ganzen Zeit des

Zahlentafel 1.

Wettbewerbs-Nummer	Firma	Leergewicht	Steigzeit	Höchstgeschwindigkeit	Startgeschwindigkeit	Brennstoffverbrauch kg/km
2	Luftfahrtges. Stralsund	1348,2	8,47	147	74	0,238
3	»	1471,7	6,15	178	84	0,509
5	Rohrbach	2026,5	6,46	—	121	—
6	»	—	7,35	—	—	—
7	Junkers-W. 33	1413	5,40	194	89	**0,217**
8	» W. 34	1422,5	**3,87**	**202**	**83**	**0,337**
9	Heinkel	1634,5	3,95	203	105	0,431
10	»	1515,5	5,30	195	88	0,404
11	»	1411	12,75	163	—	0,394
12	»	1384,5	7,1	168	95	0,323
16	Severa G. m. b. H.	1139,3	4,62	197	96	0,282
17	Heinkel	1697	7,26	180,5	84	0,521

Streckenfluges herrschte, machte diesen Teil der Prüfung zu einer außerordentlich scharfen Beanspruchung der Flugzeuge, insbesondere der Motoren und der Besatzung. Wie schon vorher in der Presse vorausgesagt, wurde der Streckenflug ebenfalls zu einem Kampf zwischen Heinkel und Junkers.

Nachdem die Junkers-W. 33 wegen einer Motorstörung in den ersten 5 Minuten nach Warnemünde hatte zurückkehren müssen, um ihren Motor auszuwechseln, wodurch der Start erheblich verzögert wurde, hat sie von da an so vorzügliche Leistungen aufzuweisen, daß sie ganz besondere Erwähnung verdienen, auch wenn ihr nicht der Platz des ersten Siegers vergönnt war.

Daß der Junkers-L.V-Motor in 4 Stunden ausgewechselt werden konnte, ist neben dem Arbeitseifer der Monteure auch zu einem großen Teil der leichten Zugänglichkeit zum Motorvorbau und der zweckmäßigen Einbauanordnung zu verdanken. Wenn der Führer Langanke beim Nachholen seiner versäumten ersten Tagesleistung am dritten Tage schon wieder in der Spitzengruppe lag, so war das nur dadurch möglich, daß die W. 33 hervorragend ruhig in der Luft liegt, so daß der Flieger in der Lage war, die an sich schon erhebliche physische Anstrengung einer so großen Leistung — 3 Tagesstrecken zu 1000 km in 2 Tagen — auf sich zu nehmen; wenn das Flugzeug Junkers-W. 33 mit seinen 280/310 PS-Junkers in seinen Flugzeiten der Heinkel-Napier-Lion mit 450 PS nahezu gleichkam, so ist das zum großen Teil — neben der sehr anerkennenswerten Geschicklichkeit des Fliegers — auf die Wendigkeit des Flugzeuges zurückzuführen, da die Wendemarken zum großen Teil so schwierig ausgelegt waren, daß sie nur in steilen Kurven umflogen werden konnten, wenn man nicht lange Zeit zur Umrundung brauchen wollte.

Die Seetüchtigkeitsprüfung verlangte dreimal denselben Start und ebensoviel Landungen in Seegang 4, sowie den Beweis der Seewendigkeit durch Rollen von Achten. Um eine möglichst gerechte Wertung zu erzielen, sollten möglichst alle Flugzeuge zu gleicher Zeit die erste Landung und den ersten Start, dann alle zusammen die zweite Landung usw. erledigen. Bei Beginn der Prüfung war etwa Seegang 3½. Indessen startete und landete Heinkel-Napier-Lion Nr. 9 gleich dreimal hintereinander und erledigte auf diese Weise diesen schwierigen Teil der Prüfung glatt, während die anderen Flugzeuge alle ihre Prüfung bei Seegang 4 bis 4½ zu erledigen hatten. Die Junkers-W. 33 sackte beim zweiten Seestart durch Aussetzen des Motors durch und verbog sich einige Streben; daß sie aber trotzdem (nachdem die verbogenen Streben mit Bordmitteln etwas gesichert waren) zum dritten Male Seelandung, Start und außerdem die Seewendigkeitsprüfung ausführte, spricht für die hervorragende Seefähigkeit des Flugzeuges. Dabei soll gleich erwähnt werden, daß die W. 33 zum Rollen einer Acht nur 1 Minute 32 Sekunden brauchte, während Nr. 9 Heinkel-Napier 3 Minuten 10 Sekunden brauchte, ein Beweis dafür, wieviel der W. 33 zugemutet werden konnte.

Die Junkers-A. 20 der Severa G. m. b. H. hatte die durch verschiedene harte Landungen hervorgerufenen Beschädigungen ihrer Duraluminschwimmer stets ausbessern können, ohne die Schwimmer auszuwechseln, obwohl es sich um einen veralteten Schwimmertyp handelte. Damit hat die Junkers-A. 20 ein Musterbeispiel für die schnelle Reparaturmöglichkeit der Junkers-Flugzeuge gegeben, was um so mehr anzuerkennen ist, als naturgemäß die Schwimmer besonders schwer zu reparieren sind.

Um aber die Seefähigkeit der Junkers-Flugzeuge genügend zu kennzeichnen, muß außerdem noch die Notlandung der Junkers-W. 34, die durch Magnetstörung des Jupiter-Motors am dritten Streckenflugtage hervorgerufen wurde, erwähnt werden. Die Landung erfolgte auf offener See bei Seegang 4½. Nach 5½stündigem Treiben hatte der Seegang nach Ansicht des Kommandanten des Torpedobootes G. 11, der die Bergung der Flugzeugbesatzung durchführte, Stärke 6 bis 6½ angenommen. Da der Sturm ständig stärker wurde und ein Arbeiten an dem Motor bei dem hohen Seegang ausgeschlossen war, verließ die Besatzung das Flugzeug, indem sie über das Tragdeck an Bord des Torpedobootes hinüberenterte, und das Flugzeug wurde, da das Torpedoboot zurückgerufen wurde, Wind und Wetter überlassen. Es ist ein bemerkenswerter Beweis für seine Seetüchtigkeit, daß es noch weitere 40 Stunden auf hoher See trieb und dabei vollkommen unversehrt blieb. Erst beim Anlandtreiben wurden Flügel und Rumpf durch die Brandung so beschädigt, daß es aus dem Seeflugwettbewerb ausscheiden mußte, während Schwimmer und Schwimmergestell auch dabei noch vollständig intakt geblieben sind.

Die Luftfahrzeug-Gesellschaft im Seeflug-Wettbewerb.

Von Baatz.

Da infolge der Eigenart des Deutschen Seeflug-Wettbewerbs nicht von vornherein zu übersehen war, welcher Flugzeugtyp die meisten Aussichten auf Gewinn hatte, entschloß sich die Luft-Fahrzeug-Gesellschaft m. b. H., mit einer ganz normalen Serienmaschine, die eigentlich für ganz andere Zwecke gebaut war, in den Wettbewerb zu gehen. Es war bekannt, daß die Konkurrenz mit ausgesprochenen Wettbewerbsmaschinen zu bestehen war. Aber die Bestimmung, daß die Seeprüfung bestanden werden mußte, wenn das Flugzeug Aussicht auf Gewinn haben sollte, ließ die Möglichkeit, daß ein normales seetüchtiges Flugzeug, das die Mindestbedingungen erfüllte, beim Wettbewerb unter den Siegern sein könnte, aussichtsreich erscheinen. Es wurden deshalb gemeldet die 3 Typen: LFG V 59, ein Hochsee-Verkehrsflugzeug mit 750 kg Zuladung und einem 240 PS BMW IV Motor, LFG V 60 ein Hochsee-Schulflugzeug, ebenfalls mit 240 PS BMW IV Motor, und LFG V 61, ein Hochsee-Verkehrsflugzeug mit 400 PS Bristol-Jupiter. Alle drei Flugzeuge stellten Neukonstruktionen des Jahres 1926 dar und waren hochseefähig konstruiert. Es war daher zu erwarten, daß sie im Wettbewerb nicht ungünstig abschneiden würden. Ihre Leistungen lagen weit über den Mindestbedingungen und zeigten auch im Wettbewerb, daß sie nicht nur den anderen Verkehrsmaschinen, sondern sogar den für den Wettbewerb gebauten Spezialmaschinen mit Erfolg den Preis streitig zu machen vermochten. Leider konnte der Typ LFGV 59 nicht zum Wettbewerb erscheinen, da ein weiteres Flugzeug aus dem Verkehrsdienst der Lufthansa, in dem es seit längerer Zeit flog, nicht herausgezogen werden konnte.

Das Flugzeug LFG V 60 ist als einziges in Deutschland verwandtes, hochseefähiges Schulflugzeug im Wettbewerb gemeldet worden, weil seine in den letzten Monaten vor dem Wettbewerb erprobten guten Eigenschaften es geeignet erscheinen ließen, trotzdem es zu den an PS-Zahl schwächsten Flugzeugen im Wettbewerb zählte. Als besondere Charakteristik eines Hochsee-Schulflugzeuges darf hervorgehoben werden eine sehr geringe Landegeschwindigkeit, ein großes Ausschwebevermögen, ein sehr robuster Unterbau und gute Flugeigenschaften. Die Prüfungen im Wettbewerb haben ergeben, daß dieses Flugzeug weitaus die geringste Startgeschwindigkeit und damit auch die geringste Landegeschwindigkeit hatte, und zwar mit 74 km gegen 82 km/h bei den nächstbesten. Diese Eigenschaft muß bei Schulflugzeugen sehr hoch bewertet werden, da die Ausbildung auf Seeflugzeugen bereits mit diesen verhältnismäßig großen Maschinen beginnt, d. h der Anfänger muß in der Lage sein, mit sehr geringer Landegeschwindigkeit zu üben. Bemerkt darf werden, daß diese verhältnismäßig geringe Landegeschwindigkeit von 74 km/h gemessen wurde mit einer verhältnismäßig hohen Zuladung von 668 kg, während die schulmäßige Zuladung bedeutend geringer ist und sich um 400 kg bewegt. Die Landegeschwindigkeit, die zunächst beim Schulen für diese Maschine in Frage kommt, wird in der Gegend von 70 km liegen. Mit diesem



Flugzeugtyp waren bereits Seeprüfungen wie die im Wettbewerb geforderten unter Aufsicht von staatlichen Behörden mit gutem Resultat vorgenommen worden. Als schließlich durch ein Versagen des Motors das Flugzeug im Wettbewerb gezwungen war, niederzugehen, gelang die Landung in einem Seegang, der bereits stärker war als der bei der Seeprüfung, einwandfrei.

Flugzeug LFG V 61 ebenfalls eine Ganzmetallkonstruktion, ähnlich dem Typ LFG V 59, nur mit einem wesentlich stärkeren Motor ausgerüstet, zeichnete sich aus durch sehr großes Tragvermögen und durch eine für ein Verkehrsflugzeug sehr beträchtliche Geschwindigkeit von 178 km/h. Die beste Geschwindigkeit, die mit demselben Motor, aber einem Spezialflugzeug erreicht wurde, beträgt 195 km/h. Die Geschwindigkeit dieses normalen Verkehrsflugzeuges liegt also nur 11,5 vH unter der Höchstgeschwindigkeit eines Spezialflugzeuges mit demselben Motor. Sicherlich ein Beweis für die gute aerodynamische Durchbildung dieses Typs.

Ob die Bewertung nach den Preisziffern zweckmäßig war, erscheint sehr zweifelhaft. Es war vorauszusehen, daß infolge der Seeprüfung nur sehr wenige Flugzeuge durch den Wettbewerb kommen würden, was denn auch tatsächlich der Fall war. Es unterliegt keinem Zweifel, daß jedes Flugzeug, was den ganzen Wettbewerb und die technischen Prüfungen durchgemacht hat, eine anständige technische und sportliche Leistung hinter sich hat. Daß diese Flugzeuge dann im arithmetischen Verhältnis ihrer Wertungszahlen hätten gewertet werden müssen, erscheint gerechtfertigt. Bei der jetzigen Wertung war vorauszusehen, daß Flugzeuge, die an sich recht gut abgeschnitten haben, nur einen ganz geringen Preisanteil erlangten gegenüber Flugzeugen, die wohl an erster Stelle standen, aber in ihren Eigenschaften, insbesondere mit Rücksicht auf eine viel größere Zahl von PS an sich nicht technisch so überlegen waren, wie es zunächst den Anschein hatte. Abgesehen von dieser Schlußwertung dürfte sich die Wertung nach Wertzahlen bewährt haben.

Die übrigen Mängel, die sich in der Organisation zeigten, sind wohl in erster Linie auf den chronischen Geldmangel in der Flugzeugindustrie und den sonst in Frage kommenden Stellen zurückzuführen. Als solche Mängel sind anzusehen: Ungenügende Transporteinrichtungen auf dem Flugplatz, ungenügende Wägevorrichtungen, nicht genügend schnelle Meldungen von der Strecke, Unmöglichkeit schneller Hilfeleistung etwa durch Hilfsflugzeuge usw.

Wir hoffen aber, daß diese Mängel in absehbarer Zeit werden behoben werden können.

Erfahrungen über den Seeflugzeug-Wettbewerb.

Von Gronau.

A. Technischer Wettbewerb.

1. Steigprüfung.

Nach den Vorkommnissen beim Wettbewerb erscheint es zweckentsprechend, die Steigprüfung für alle Flugzeuge an einem bestimmten Tage zugleich vorzunehmen. Bei entsprechender Organisation des Start- und Wiegedienstes ist dies absolut durchführbar. Es ist nicht unbillig von dem Bewerber zu verlangen, daß er an einem bestimmten Tage zu einer bestimmten Zeit sein Flugzeug und den Motor klar hat, genau wie dies auch zum Streckenfluge verlangt wurde.

Eventuell kann man die Steigprüfung, um Fehler des Führers und sonstige Zufälle auszuschalten, gleich zweimal hintereinander machen lassen. Wer zum Steigflug nicht klar ist, kann ihn später machen mit entsprechendem Zeitaufschlag, etwa 20 vH.

2. Geschwindigkeitsprüfung.

Es empfiehlt sich, nur feste Punkte als Marken des Vielecks zu nehmen und die Messung nur bei guter Sicht vorzunehmen. Ein kleiner Umweg — von nur einer Minute — wenn das Feuerschiff nicht genau angesteuert oder mit einem anderen Fahrzeug verwechselt wird, macht bei den hohen Geschwindigkeiten schon mehrere km-Geschwindigkeitsverluste aus. Auch bei dieser Prüfung empfiehlt es sich, um alle Ungleichheiten, wie Wind und Wetter, auszuschalten, die Prüfung gleichzeitig vorzunehmen.

3. Die Messung des Brennstoffverbrauches

in der Form, wie sie vorgenommen wurde, gab ungleichmäßige Resultate und läßt die Verwendung unlauterer Mittel zu. Es muß ein Instrument geschaffen werden, welches die zum Vergaser durchlaufenden Brennstoffmengen mißt.

4. Photogrammetrische Startmessungen.

Bei meinem Flugzeug Nr. 9 ergab sich eine Startgeschwindigkeit, die im Durchschnitt 15 km über derjenigen von Nr. 10, von Dewitz, lag, obwohl bei beiden Flugzeugen die Zellen vollkommen gleich waren und beide mit demselben Gesamtfluggewicht von 2500 kg flogen. Ich habe, da Bedienungsfehler des Flugzeuges nach Lage der Dinge nicht in Frage kamen, folgende Erklärung hierfür gefunden: Ich hatte, um das Springen des Flugzeuges auf dem Wasser zu verhindern, den Ballast zu dieser Prüfung weiter nach vorne getrimmt als sonst beim Flug. Diese geringe Trimmungsänderung genügte, zu verhindern, daß das Höhensteuer dem Flugzeug bei den stark verminderten Geschwindigkeiten des Starts oder der Landung die äußerste nutzbare Anstellung gab, ohne daß man es nach dem Gefühl als besonders störend empfand. Es ist dies auch erklärlich, wenn man bedenkt, welch außerordentlich verschiedenen Druck die Steuerorgane bei einer Geschwindigkeitsspanne von 120 km trifft, wobei der Normaldruck für eine Geschwindigkeit von 170 bis 180 zugrunde gelegt werden muß. Derselbe Grund hat wohl auch zu dem Mißgeschick des Nr. 10 in der Seeprüfung beigetragen, wo der Ballast anders getrimmt war als beim Streckenflug und es v. Dewitz nicht gelang, die Maschine vor dem Aufsetzen genügend hochzuziehen.

Leider war es nicht mehr möglich, mit anders getrimmter Maschine die Startmessungen nochmals zu wiederholen, um den exakten Beweis für die Richtigkeit dieser Annahme zu erbringen.

B. Der Streckenflug.

Der Zweck des Streckenfluges war, die Maschinen und Motore einer Dauerleistungsprüfung zu unterziehen und dem Publikum etwas vom Seeflugwesen vorzuführen. Es läßt sich nicht leugnen, daß ein solcher langer Flug besonders an den Zwangslandestellen und Tankstellen Gefahren für die Bewertung in sich birgt, die mit der Leistung des Flugzeuges nichts zu tun haben. Anderseits ist jedoch klar, daß der Flug eine gute Dauerprüfung für die Motore ist; er scheidet betriebsunsichere Motore aus und zeigt, was man aus jedem Motor nicht als Spitzen-, sondern als Dauerleistung herausholen kann. So müßte ein für die Zwecke des Wettbewerbs besonders hoch komprimierter Motor entweder zu Bruch gehen oder stark gedrosselt fliegen und so das $v_{gem.}$ verschlechtern. Auf diese Weise gelang es mir auch, mit der hohen Dauerleistung meines Napier Lion, den ich im Durchschnitt mit 2100 Touren flog — 2000 soll im Dauerbetrieb die obere Grenze sein — an jedem Tage in der Wertung erheblich aufzuholen. Dieses würde noch klarer zum Ausdruck gekommen sein, wenn ich nicht 3 Stunden dadurch verloren hätte, daß der Motor, wenn er heiß war, sehr schlecht ansprang.

Was das Flugzeug anbetrifft, läßt sich nicht leugnen, daß ein solches mit schlechten Lufteigenschaften den Führer, besonders bei dem schlechten Wetter, wie wir es hatten, stark ermüdet, und daß er auch durch Verlust von Kraft



und Aufmerksamkeit Zeit verliert und unter Umständen gezwungen ist, bei Gewitterböen und anderen ungünstigen Stellen Umwege zu machen, die ihm ebenfalls Zeit kosten. Ein Flugzeug, welches schlecht auf dem Wasser manövriert, ist an Zwangslandestellen und Tankstellen unter den verschiedenen Verhältnissen, wie wir sie vorfanden, ebenfalls Gefahren und Zeitverlust ausgesetzt. Als eine Vielseitigkeitsprüfung ist also der Streckenflug nicht zu entbehren und hat seinen Zweck erfüllt.

Flugzeugbesatzung. Ich hatte mir zwei Monteure als Begleiter mitgenommen. Die Navigation betrieb ich selber. Dies machte, da mir die Küste gut bekannt war, auch in schlechtestem Wetter keine Schwierigkeiten. Sehr störend war jedoch bei den vielen Landemanövern das Fehlen eines im Flugdienst ausgebildeten Seemanns. Da die Verständigung bei laufendem Motor und infolge dröhnender Ohren eine sehr schlechte ist, machten die Leute prinzipiell alles verkehrt oder gar nichts, während ich den Führersitz nicht verlassen konnte. Ferner zeigte sich auch mangelnde Luftgewohnheit, die durch Luftkrankheit und Schlappheit nach dem Fluge zum Ausdruck kam und die Monteure ließen in der Wartung des Motors zu wünschen übrig, da sie Werkstattmonteure und keine Monteure aus dem Flugbetrieb waren. Da es für den Napier Lion keine Betriebsmonteure in Deutschland gibt, blieb mir keine andere Wahl.

Die Startzeit mit 6 Uhr war zu früh angesetzt. In den Fällen, in denen der Start richtig funktionierte, fand er um 7 Uhr statt. Es war dies in Warnemünde und in Pillau. Es ist zu bedenken, daß die Flugzeuge nicht auf den Platz rollen und dann abfliegen, sondern sie stehen eng verschachtelt in Hallen. Es gehört eine Menge Personal dazu, um sie zu bewegen; sie werden einzeln herausgezogen und müssen hintereinander zu Wasser gebracht werden. In Warnemünde war die Fähre zu überwinden, an den anderen Orten mußten Flieger und Monteure um 4 aufstehen, wurden in den Hotels meist nicht zeitig geweckt, erhielten zu so früher Stunde kein Frühstück. So traten noch mancherlei Schwierigkeiten auf, die bei einem späteren Start weggefallen wären.

Die Zeit zum Tanken war mit 40 Minuten zu knapp bemessen. Es blieben mit An-Abrollen und Warten meist nur 20 bis 30 Minuten übrig. Da der Brennstoff durch das Leder aus Kannen gegossen nur langsam einläuft, konnte ich häufig nicht soviel nehmen, als wünschenswert war, um keinen Zeitverlust zu erleiden. Die Organisation des Tankens war durchweg den Verhältnissen entsprechend gut. Natürlich mußten bisweilen, wenn die Flugzeuge geschlossen ankamen, einige etwas warten. Diese Zeit wurde jedoch vergütet. In der Nordsee war das Tanken nicht gerade bequem, doch dies entspricht dem Wesen der Nordseegewässer; Flugzeug und Besatzung müssen hierbei zeigen, daß sie auch solchen Aufgaben gewachsen sind. Das Prinzip des Überfliegens der Startlinie auf Zwangslandestellen und Tankstellen zu einer bestimmten Uhrzeit hat sich bewährt, da die örtlichen Sportleitungen nicht in der Lage gewesen wären, für jedes einzelne Flugzeug ein Startzeichen zu geben.

Das Startverbot der Sportleitung am 4. Tage ist viel umstritten worden. Tatsache ist, daß für die langsameren Flugzeuge mit geringem Brennstoffvorrat der Wind an dem fraglichen Tage gerade an der Grenze lag, daß sie mit ihrem Benzin von Zwangslandung zu Zwangslandung reichten. Tatsache ist ferner, daß eine Bergung notgelandeter Flugzeuge an dem Tage ausgeschlossen war, und daß weitere Verluste weder dem gesamten Flugwesen noch der Seefliegerei im besonderen förderlich gewesen wären und auch nicht im Interesse der Besatzungen lagen. Tatsache ist letzten Endes, daß wahrscheinlich der Verlust der ganzen Besatzung der Nr. 3 (v. Reppert) an diesem Tage die Folge gewesen wäre.

Bei den Flügen im Regen leistete mir, so weit ich den Generator ausgebracht hatte, der Kreiselneigungsmesser »Gyrorector« gute Dienste. Er besteht aus einem Pendel, dessen Schwingungsdauer durch einen Stützmotor so stark vergrößert ist, daß es störenden Beschleunigungen, insbesondere der Ablenkung durch Fliehkräfte im Kurvenflug, nur ganz langsam folgt, also stets den wahren Horizont

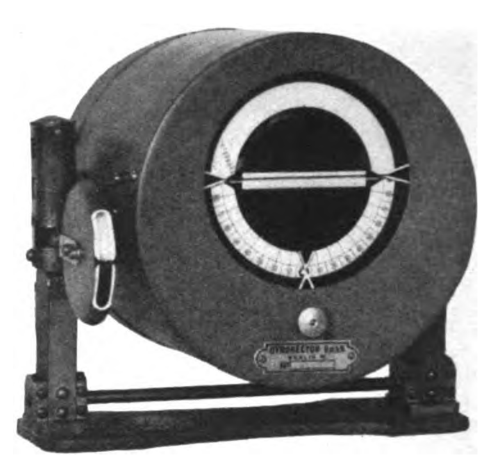


Abb. 1.

anzeigt. Der Stützmotor wird je nach Größe und Richtung der Störung in verschiedener Stärke rechts- oder linksherum betätigt, und zwar dient als Drehmomentfühler für die Störungen ein Kreisel, der im Pendel aufgehängt ist und Kontakte schließt. Ein zweites gewöhnliches Pendel zeigt neben dem wahren Lot auch das scheinbare Lot an; es muß in der richtigen Kurvenschräglage auf Null stehen. Die Abweichung beider Pendelanzeigen voneinander gibt außerdem ein Maß für die Wendegeschwindigkeit.

Die Abb. 1 und 2 zeigen das Anzeigeinstrument bzw. eine Anordnung im Flugzeug.

Beim Fliegen im unsichtigen Wetter erleichterte mir das Gerät ruhiges Geradeaussteuern und Strichfliegen. Es ist ratsam, einen solchen Neigungsmesser stets einzubauen, wenn auch nur vorübergehende Unsichtigkeit zu erwarten

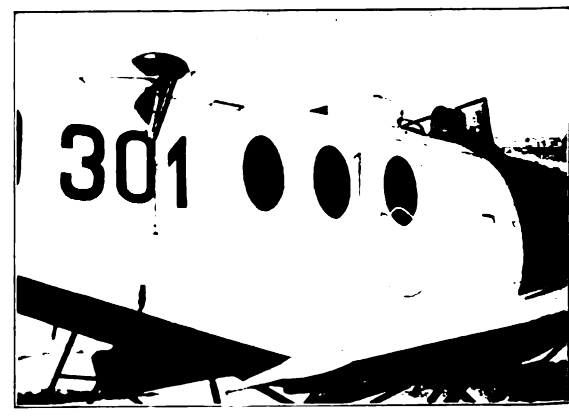


Abb. 2.

ist. Die geringfügige Abnahme der Geschwindigkeit durch den Luftwiderstand der Windschraube am Generator und durch das Gewicht der Anlage wird aufgewogen durch Ersparnis von Umwegen und Erhöhung der Flugsicherheit.

C. Seeprüfung.

Es herrscht wohl Übereinstimmung, daß die Seeprüfung, wird eine solche verlangt, an den Anfang der Wettbewerbshandlung zu setzen ist. Es ist ganz selbstverständlich, daß ein nicht seefähiges Flugzeug bessere Steigleistung, Geschwindigkeit und geringeres Leergewicht aufzuweisen hat als ein seefähiges gleicher Qualität. Daraus ergibt sich dann leicht, besonders durch die tendenziöse Art, wie Teil

erfolge von manchen Firmen und einem Teil der Presse ausgeschlachtet werden, ein falsches und oft selbst bei Fachleuten Irrtümer hervorrufendes Bild. Auch die technische Prüfung wird sich wesentlich einfacher gestalten und schneller abwickeln lassen, wenn alle diesen Bedingungen nicht entsprechenden Flugzeuge vorher ausgeschieden sind. In diesem Falle hatte man, da bei dem Streckenflug die Öffentlichkeit beteiligt wurde, den Kompromiß geschlossen, um ein größeres Feld vorführen zu können.

Über das Resultat der Seeprüfung gehen die Ansichten sehr weit auseinander. Ich persönlich habe aus ihr folgende Lehren gezogen:

1. Bei den im Wettbewerb vertretenen Flugzeuggrößen ist das Schwimmerflugzeug dem Boot, abgesehen von den besseren Leistungen, an Seefähigkeit überlegen. Lediglich beim Treiben auf dem Wasser mag die Gefahr des Kenterns für ein Boot geringer sein, dafür besteht aber die Gefahr des Vollschlagens.

2. Es hat sich klar die Überlegenheit des Metallschwimmers gegenüber dem Holzschwimmer gezeigt. Ohne Metallschwimmer wäre die A 20 (Friedensburg) wohl wiederholt verloren gewesen. Anderseits hätte Heinkel seinen Verlust nicht zu beklagen gehabt, da gute Metallschwimmer sich zwar stauchen und biegen, aber nur selten brechen.

3. Ich hatte von meinem Flugzeug HE 5 Nr. 9 den Eindruck, daß es an Seefähigkeit die erprobte Friedrichshafener übertrifft. Die Landungen waren weich und ohne besonders starke Stöße. Der Start, der früher der schwierigere Teil war, ist bei dem großen Kraftüberschuß moderner Motoren leicht und beansprucht das Flugzeug kaum. Die Fahrgestellstreben machen einen sehr soliden Eindruck und wurden in keiner Weise übermäßig belastet. Durch Metallschwimmer wird die Seefähigkeit noch weiter verbessert.

Bei der Nr. 10 würde sich der Start wahrscheinlich nicht ganz so günstig gestaltet haben wegen der geringeren PS. Es besteht beim Bristol Jupiter die Gefahr, daß von den Ansaugerohren der Vergaser das Wasser der überkommenden Seen in größeren Mengen angesaugt wird und damit die Leistung im entscheidenden Moment nachläßt.

4. Junkers macht in der See einen guten Eindruck, allerdings ist der Aufbau des Fahrgestells weniger günstig als bei HE 5 bedingt durch den freitragenden Flügel und die Anlehnung der Zelle an die F 13. Bei einer vollkommenen Neukonstruktion würde sich wohl hier noch Erhebliches herausholen lassen.

5. Die Dornierboote erwiesen sich als zu klein, um seefähig zu sein. Sie nahmen zuviel Wasser über. Der vor dem Führer kreisende Propeller ist bei überkommenden Seen ein großes Gefahrmoment. Der Bristol Jupiter in diesem Falle besonders ungünstig. Es ist bedauerlich, daß kein Start quer zur See versucht wurde.

6. Die Rohrbach »Robben« haben ihre Seetüchtigkeit durch einmaligen Start und Landung, bei dem das eine Boot beschädigt wurde, während das andere mit erheblich herabgesetzter Zuladung flog, nicht genügend erwiesen. Man kann jedoch aus dem Verhalten der Boote den Schluß ziehen, daß die Idee, ein stark gekieltes Boot mit sehr günstigen Wasserwiderstandsverhältnissen zu bauen, dem man dann eine sehr hohe Flächenbelastung und entsprechende Landegeschwindigkeit geben kann, richtig ist. Dies wird für die Entwicklung des seefähigen Großflugbootes von wesentlicher Bedeutung sein. Ein Nachteil des Bootes ist, daß durch seine Bodenform und den hierdurch bedingten großen Tiefgang die Verwendung auf den meisten Seen an der mecklenburgisch-pommerschen Küste, besonders wenn sie verkrautet sind, und im Wattenmeere der Nordseeküste erschwert ist, und daß es auch nicht in Frage kommt, mit dem **Flugboot** an den Strand zu rollen.

D. Zusammenfassung.

Zusammenfassend ist zu sagen, daß die Form des Wettbewerbs ein starker Kompromiß war. Die Verquickung einer technischen Leistungsprüfung mit einer öffentlichen Veranstaltung war der Not gehorchend gemacht und ist rein sachlich eine Unmöglichkeit. Der Zusammenhang zwischen Flugzeugleistung, Motorenzuverlässigkeit, Geschick des Fliegers und Glück auf der Strecke verwischen das wirkliche Bild der Leistung derart, daß nur ein Fachmann sich ein wirklich zutreffendes Urteil bilden kann. Entweder muß man eine Motorenprüfung machen oder eine Flugzeugprüfung. Man muß dann zufällige Motorenpannen und Ungeschick des Fliegers nach Möglichkeit ausschalten. Oder aber man organisiert eine Prüfung für Flugzeugführer auf annähernd gleichen Flugzeugen oder ein Rennen mit Handicap und Totalisator fürs Publikum.

Der Wettbewerb hat seinen Zweck erfüllt, indem er in Fachkreisen und breiter Öffentlichkeit das Interesse für das Seeflugwesen wieder geweckt hat. Wer die Materie beherrscht und lernen wollte, konnte genügend Erfahrungen sammeln, und für diesen Kreis war die technische Prüfung ja bestimmt.

Da die Ausschreibungen zu sehr dem Zufall die Hand reichten, konnte es sich ereignen, daß der Zweck der Preise, Prämiierung der besten Flugzeugkonstruktion und Stärkung und Förderung der guten Flugzeugfirmen, verfehlt wurde.

Seeflug-Wettbewerb 1926.

Von R. Spies.

Die Ausschreibung des Seeflug-Wettbewerbes 1926 war auf folgender Grundlage zustande gekommen:

Es sollte eine Bewertung verschiedener Flugzeugtypen nach gemeinsamen Gesichtspunkten stattfinden ohne Limitierung der PS-Zahl, der Zuladung oder der Flugleistungen. Aus diesem Grunde wurde es nötig, ein bis ins weitgehendste differenziertes Bewertungsverfahren anzuwenden, das zwar dazu führte, daß die »Ausschreibung« selbst in ihrer äußeren Form umfangreich und vielleicht auch nicht für jeden leicht verständlich war, das jedoch schließlich zahlenmäßige technische Bewertungsunterlagen lieferte, deren Auswertung vielleicht in einem noch viel größeren Ausmaße möglich ist, als es bisher geschehen ist.

Technischer Wettbewerb.

Technische Wettbewerbe sollen dazu dienen, Flugleistungen zu bestimmen und für Neukonstruktionen Unterlagen zu schaffen, die im Vergleich mit den Modellmessungen ein Bild z. B. über erreichten Propellerwirkungsgrad, erreichten maximalen Auftriebswert, geringsten Widerstandsbeiwert, schädlichen Widerstand und Bauaufwand liefern. Diese Unterlagen sollten von der DVL der ganzen deutschen Luftfahrzeug-Industrie, aber nicht der Öffentlichkeit, zur Verfügung gestellt werden.

Es ist möglich, daß der technische Wettbewerb in der Form, wie er stattfand, nicht genügend genaue Werte lieferte. — Beim Geschwindigkeitsflug mag es daran gelegen haben, daß ein zu großes Viereck abgeflogen werden mußte, wobei es möglich war, daß wechselnder Windeinfluß, der auf einer so großen Strecke niemals auszuschalten ist, die genaue Errechnung des Ergebnisses erschwerte.

Bei Feststellung der Steiggeschwindigkeit wird anzustreben sein, daß alle Flugzeuge gleichzeitig, d. h. unter denselben Witterungsbedingungen, ihre Steigprüfung ablegen.

Für die Messung des geringsten Brennstoffverbrauches wird es in Zukunft notwendig sein, ein von der DVL geeichtes Kontrollgerät in jedes Flugzeug einzubauen, das die dem Vergaser zugeführte Brennstoffmenge pro Zeiteinheit registriert.

Weiterhin wird es anzuempfehlen sein, die zur technischen Prüfung gehörige Seefähigkeitsprüfung nicht nach dem Wettbewerb, sondern als erste zu erfüllende Bedingung ausführen zu lassen, so hart diese Forderung auch ist.

Die Fülle an ausländischem Motorenmaterial hätte dazu dienen können, deutsche Motorenspezialisten die Vor- und Nachteile der ausländischen Motoren kennen lernen zu



lassen; doch fehlte wohl der DVL das dazu erforderliche Personal, um ev. auch bei den Streckenflügen die Motoren im Betriebe auf Herz und Nieren zu prüfen.

Streckenflüge.

Die Streckenflüge selbst waren für Material und Personal eine gute Prüfung. Die geforderten Zwangslandeplätze waren leider oft nicht dafür geeignet, tiefgehende Hochseeflugzeuge dort landen zu lassen. Die Lage der Wendemarken ergab für die Besatzung die unerfreuliche Tatsache, daß manche Teilstrecke doppelt geflogen werden mußte, was durchaus nicht ermunternd wirkt, wenn es sich darum handelt, im fliegerischen Sinne eine möglichst große Weitflugstrecke zu bewältigen. Über die Gesamtorganisation der Kontrolle an Wendemarken und Zwangslandeplätzen und die Fürsorge gegenüber den Flugzeugbesatzungen kann im allgemeinen nur Lobendes gesagt werden. Es gehört ein ungeheurer Aufwand an Personal und Material dazu, um allen Forderungen gerecht zu werden. Obgleich hierdurch eine Beteiligung weiterer Kreise möglich wurde, ist es zu überlegen, ob bei späteren Wettbewerben nicht ein anderes System vorzuziehen sein wird. Die verschiedenen Schwierigkeiten, die den einzelnen Flugzeugbesatzungen auf Grund ihres Fluggerätes entstanden, sind kaum in einer Bewertung zu erfassen. Es wird deswegen anzustreben sein, bei Wettbewerben, die eine Prüfung der Flugbesatzungen bezwecken, diese auf gleichen Flugzeugtypen fliegen und schwierige Sonderaufgaben erfüllen zu lassen.

Preisgestaltung.

Hinsichtlich der Preisgestaltung sollte die Ausschreibung in Zukunft einen Anreiz für die Motorenfirmen enthalten. Die Entwicklung des deutschen Flugzeugbaues leidet in erster Linie an dem Mangel genügend hochwertiger Flugmotoren. Da es immer schwierig sein wird, spezielle Motorenwettbewerbe zu veranstalten, wird mit Nachdruck die Motorenfrage bei Flugzeugwettbewerben zu klären sein.

Zum Schluß seien noch einige Punkte erwähnt, die flugtechnisch für spätere Wettbewerbe von Interesse sein werden und deren Klärung dringend erforderlich ist.

1. Reduzierung der zu fordernden Seetüchtigkeit als Folge mehrmotoriger Anordnung des Triebwerkes unter Berücksichtigung der Flugfähigkeit bei Ausfall einzelner Motorengruppen,
2. Klärung der Frage: Flugboot oder Zweischwimmerflugzeug, ein- oder mehrmotorige hochseefähige Flugzeuge,
3. Verwendungsmöglichkeit von Schlitzflügeln zur Vergrößerung der Geschwindigkeitsspanne.

Wettrennen oder Leistungsprüfung.

Von Walter Friedensburg.

Eigene Erfahrungen und verlangte bzw. erlaubte Kritik lassen mich den Deutschen Seeflug-Wettbewerb 1926 hinsichtlich Ausschreibung und Durchführung als einen nicht durchweg geglückten Kompromiß ansehen. Er sollte gleichzeitig Leistungsprüfung und Propaganda-, siehe Schauflug sein. Der Absicht, technisch und wissenschaftlich einwandfreie Resultate aus schweren und subtilen Erprobungen hochgezüchteter Seekurierflugzeuge zu erhalten, stand der Wunsch und teilweise die Notwendigkeit entgegen, das »Interesse weiterer Kreise« zu wecken durch Hineintragen eines Wettkampfcharakters, Überfliegen zahlloser Orte und besonders Bäder der ganzen deutschen Küste usw. Ein solcher Kompromiß mußte Veranstaltern und Wettbewerbern ihre Aufgabe erschweren und die angestrebten einwandfreien Resultate beeinträchtigen, ohne doch, außer der beabsichtigten Betätigung allzu zahlreicher örtlicher Luftfahrtvereine, die gewünschte große Publikumswirkung zu erzielen. Diese war im Vergleich zu jedem anderen Sportereignis herzlich gering, während auf der anderen Seite ein Prominenter des Luftverkehrs so weit ging, diesen Wettbewerb als »jockeyship« zu bezeichnen. Beides gleich unerfreulich für die, welche sich für diese wertvolle Angelegenheit einsetzten.

Einige Einzelheiten, wie sie der **Flieger** sah, mögen erläutern. Die **Ausschreibung** selbst soll als gegebenes Gesetz unzerpflückt bleiben. Bei ihr spürte man immer wieder die lange sorgfältige Arbeit und besten Absichten ihrer wissenschaftlichen Schöpfer und mitarbeitenden Praktiker, wie überhaupt der Mitwirkung der DVL und dem großen Eifer und dem persönlichen Einsatz vieler ihrer Angehörigen während des Wettbewerbes — immer vom Standpunkt des Fliegers — großes Lob gezollt werden muß. Nicht in den Organisationsausschuß gehörten, bei aller Qualifikation, solche Persönlichkeiten, die hernach in irgendeiner Form als Führer oder Wettbewerber fungierten. Aber das Gesetz der Ausschreibung hatte eine Schwäche: Sie war nicht bestimmt genug, um sehr strittige und angreifbare **Auslegungen** durch Wettbewerbsleitung, Preisgericht und und einen hohen Luftrat auszuschließen. Das muß eine Ausschreibung in Zukunft unbedingt. Die Auslegungsorgane dürften allenfalls in Protestfällen in Wirksamkeit treten.

Diese Beispiele:

Für die Durchführung der Seeprüfung war schließlich nach verschiedenen Entwürfen ein seitenlanges Communiqué der Oberleitung maßgebend, das Anlaß zu zahlreichen Mißhelligkeiten, Unzufriedenheit, Einsprüchen geben mußte und gegeben hat.

Die in der Ausschreibung der Wettbewerbsleitung eingeräumte Möglichkeit, alle Flugzeuge »gemeinsam starten« zu lassen, führte zu der selbst vom Luftrat bestätigten Auslegung des »fliegenden Starts« in der für eine sachliche, objektive Resultate heischende Leistungsprüfung unmöglichen Form, daß Nachzügler (übrigens entgegen der in vielen Absätzen klar ausgesprochenen Absicht der Ausschreibung), unendliche Zeitbeträge als Flugzeit »aufgebrummt« bekamen, die sie nicht geflogen hatten, ja selbst **während** tatsächlich geflogener Zeiten gleichzeitig noch Strafzeiten zudiktiert erhielten. So wäre es gegebenermaßen möglich gewesen, daß ein Bewerber, am ersten Streckentage in Verzug geraten und am 5. Tage (Aufholtage) nach regulärer Durchführung der Gesamtstrecke gelandet, ganze acht Tage einschließlich der Nächte als Flugzeit berechnet erhalten hätte. Nach der Ausschreibung wäre die Berechnung der Nachtzeit, selbst bei Erreichen des Tageszieles erst am nächsten Tage, unbedingt richtig gewesen **nur** bei einer während der Nachtzeit vollzogenen Landung. Diese ganze Form der Strafzeitenberechnung stempelte den Wettbewerb zu sehr zu einem Rennen. Strafzeitberechnung ist bei einer Leistungsprüfung nur am Platze bei Verwischung des Resultats, also z. B. bei Auslassung von Wendemarken, Zwangslandungen usw., wie dies auch allein in der Ausschreibung vorgesehen war.

Leistungsprüfungen dürfen entweder nur einmal geflogen werden oder man läßt sie beliebig wiederholen. Dann aber muß die beste Leistung gelten, nicht, wie in Warnemünde, die letzte. Dies war für eine technische Erprobung zuviel Kampfmoment und Hasard.

Solche Beispiele für die Spannung zwischen Ausschreibung und ihrer Auslegung durch die Wettbewerbsleitung lassen sich vermehren, auch durch solche zwischen Ausschreibung und Preisgericht. Dies letzte Thema scheint mir für den Flieger zu heikel. Immerhin: Wozu Eulen nach Athen und Flugzeuge nach Adlershof tragen mit der Erörterung, inwiefern die schließlichen drei allein preistragenden Flugzeuge nicht allein preiswürdige waren! Die nächste Wettbewerbsausschreibung wird gewiß ein so überraschendes Resultat, wie den diesmaligen Preisanfall, zu verhüten wissen.

Nur am Rande (nicht pro domo!): Was hat, und zwar sinngemäß wie ausschreibungsgemäß, der Preis für den besten deutschen Motor eigentlich mit der Seeprüfung zu tun?? Und warum die Häufung gerade auch von Ehrenpreisen auf die drei »siegenden« Flugzeuge, wenn doch die allgemein anerkannte Ansicht besteht, daß die sechs bis zum Endkampf gelangten Führer ziemlich ohne Unterschied Gleiches geleistet hatten und Ehrenpreise doch allein Führerpreise sind?



Zu begrüßen war und als unbedingt richtig erwies sich, daß sämtliche Flüge des Wettbewerbes ohne dienstliche Mitwirkung einer Luftpolizei durchgeführt wurden. Dankbar sei ihres Wertes gedacht, wo sie auch einmal helfend mitwirkte, z. B. in Hamburg, Bremerhaven, Danzig.

Aber auch keiner Wettbewerbsleitung sollte es freistehen, Startverbote zu erlassen, jedenfalls nicht aus Wetterrücksichten. Wer fliegen will, muß fliegen dürfen.

Die Zeit war für wirkliche technische Leistungsprüfungen zu kurz. So ergaben sich infolge des an sich berechtigten Drängens in den letzten Tagen manche Überhastungen und der Ausfall interessanter oder z. T. aussichtsreicher Bewerber, denen man auf der anderen Seite den Vorwurf übereilter oder unzureichender Vorbereitung nicht ersparen kann.

Die Dauererprobung sollte nicht auf großen Strecken fern von der Basis, sondern auf einer Rundstrecke, die über die Basis führt, und viele Male durchflogen wird, erfolgen. Die großen bedauerlichen Ausfälle und Verluste würden vermindert, präzisere Prüfung und Bewertung ermöglicht werden. Letzteres fast bis zur objektiven Genauigkeit, wenn man einmal den Versuch durchsetzte, nacheinander alle Führer auf allen Flugzeugen die gleichen Prüfungen ablegen zu lassen. Auch die höchst bedenklichen Überlandstrecken würden vermieden. Es ist nicht sinngemäßes Seefliegen, in schweren Gewitterböen und Regen in 100 oder 200 m Höhe ohne Landemöglichkeit über Schleswig-Holstein zu fliegen, Wendemarken inmitten des Häusermeeres einer Großstadt zu umrunden oder, dem Motor vertrauend, nach dem Start von einem Binnenbecken (Alster!) in 50 m Höhe über den Dächern zwischen Kirchtürmen herum zu voltigieren. Das ist hübsch und dankbar nur so lange, bis dabei das erste Mal ein Motor mal nicht mittut.

Übrigens hätten solche Städte, bei denen eine ungemütliche Überfliegung ihrer Häuser verlangt wurde, also vor allem die drei Hansestädte, auch Danzig und Königsberg, sich hierfür durch Preisstiftungen qualifizieren können. Harburg konnte es doch in so sympathischer Form!

Die örtliche Organisation und die Aufnahme der Flugzeuge und Führer waren einwandfrei und teilweise besonders herzlich z. B. in Hamburg, Wilhelmshaven, Danzig, Altdamm, Nest. Das Gegenteil wäre zu vermelden z. B. von Mürwick, Norderney, Bremerhaven. Es waren da ungemein große Unterschiede zu beobachten. Hier: Geschickte Dispositionen für Landung und Start und Anlandliegen der Flugzeuge, promptes und reibungsloses Tanken, wohltuende und verständnisvolle Aufnahme der Besatzungen, auch Interesse und Begeisterung beim Publikum trotz vernünftiger Absperrung und Fernhaltung. Dort: Unlustige Gesichter, Verwirrung und Durchdrehen, wenig schöne Behinderung durch das Publikum, das bei strömendem Regen alle Schutzmöglichkeiten besetzte und versperrte, die Flugzeuge bedrängte und behinderte, die Einnahme von Erfrischungen oder auch nur Ausruhen auf einer Sitzgelegenheit unmöglich machte und teilweise so herandrängte, daß man nur durch das Wasser watend an Land oder auf das Flugzeug gelangen konnte.

Eine besondere Quelle immer erneuter Freude für den Flieger bildeten an vielen Orten die sog. Hilfsboote. Sofern sie nicht überhaupt durch Abwesenheit glänzten, wie die mit großer Aufmachung angekündigten des Motor-Yacht-Clubs von Deutschland, waren sie an vielen Orten, neben z. T. fliegerisch und seemännisch ahnungslosen Besatzungen, besetzt mit schön angezogenen Damen, die keineswegs zur Hebung des seemännischen Verhaltens der Bemannungen oder zur Erleichterung von Manövern beitrugen. Selbst eine große Motorbarkass des Wasserschutzes in Bremerhaven entbehrte nicht solcher Insassen. Ihr Führer konnte es sich nicht versagen, zur Erhöhung des schneidigen Eindrucks in dem kurzen steilen Seegang der Weser mit Äußerster Kraft und riesiger Bugwelle so dicht an meinem von einem anderen Motorboot geschleppten Flugzeug vorbeizuscheren, daß nur große Geistesgegenwart meiner beiden Begleiter und schnelles Stoppen meines im übrigen auch sonst gut arbeitenden Schleppbootes sowie einige freundliche Worte von mir das Kentern meines Flugzeuges noch eben verhinderten. Auf das bekannte Debüt des »F.Z.-Bootes« bei der Seeprüfung braucht hier nicht mehr eingegangen zu werden. Es war geradezu eine Erholung, wo Boote der Marine halfen.

Das, wie erwähnt, zu stark betonte Kampfmoment fand sich auch gerade in der Form, in welcher ein Teil der Presse Bericht erstattete. Eine rühmliche Ausnahme durch sachliche, zweckentsprechende und vor allem objektive Berichterstattung machte neben einigen Fachblättern die Scherlpresse mit ihrem sachverständigen Berichterstatter in Warnemünde. Sonst mußte wirklich sachliche Bewertung und Behandlung wertvoller technischer und persönlicher Leistungen meist rennmäßig aufgemachten Schilderungen weichen, besonders während der Streckenflüge, bei denen Zuverlässigkeit und Durchhalten die Hauptsache waren, während der größte Teil der Presse ständig von einem — wertungsgemäß ganz nebensächlichen — »Kampf um die Spitze« berichtete. Bezeichnend war, daß z. T. die Ergebnisse der Leistungsprüfungen höchst nebensächlich behandelt wurden. Dieselbe Tagespresse, die teilweise zur gleichen Zeit lange Abhandlungen über das der Allgemeinheit fremde und gleichgültige Golfspiel, über die Veranstaltungen von Kegelbrüdern, über die »göttliche« Französin Lenglen und andere Tennis-Cracks brachte, hatte selbst während des Wettbewerbes häufig nur wenige schüchterne Zeilen für diese entwicklungsgeschichtlich und national brennend wichtige Angelegenheit. Die Pressestelle der Oberleitung ist hieran nicht mitschuldig. Ihre laufend herausgegebenen Presseberichte zeichneten sich durch Objektivität und meist präzise Wiedergabe aller Einzelheiten aus. Es kam immerhin darauf an, was von jedem einzelnen Flugzeugtyp geleistet wurde, nicht bloß, wer schließlich für die letzte Preiswertung übrig geblieben war.

Dies einige Vorschläge fürs nächste Mal, sine ira et studio. Dem verdienten Dank an Veranstalter und Mithelfer, den bereits Würdigere zum Ausdruck gebracht haben, schließen alle Flieger sich an.

Zweck der Ausschreibung: Züchtung eines Postflugzeuges.

Von H. v. Reppert.

Die Post braucht, wenn überhaupt, wirtschaftliche Flugzeuge. Will man ein Flugzeug mit wirtschaftlichen Eigenschaften züchten, so schreibe man ein und denselben Motor für alle Wettbewerbsmaschinen vor. Nur dann kann man die Leistungen der Flugzeugbaufirmen vergleichen.

Es ist unmöglich, gleichzeitig Flugzeugzellen und Motoren zu prüfen. Man kann nie entscheiden, ob bessere Leistungen auf Fortschritt im Zellenbau oder auf Güte und Stärke des Motors zurückzuführen sind.

Will man Motoren prüfen, so nehme man eine Serie Flugzeuge eines Typs und baue in jedes einen anderen Motor ein.

Es ist unmöglich, mit derartigen technischen Prüfungen sportliche Prüfungen von Führern und Ortern zu verbinden. Der Sportflug erfordert eine andere Art der Flugzeugbehandlung als der Flug bei reiner technischer Leistungsprüfung.

Dauerprüfungen auf lange Strecken haben nur dann Zweck, wenn dieselben kurz gewählt und möglichst frei von äußeren Einflüssen sind. Die kurze Strecke kann so oft umflogen werden, bis die gewünschte Kilometerzahl erreicht ist.

Für Führer und Orter veranstalte man besondere Sportprüfungen, bei denen alle Eigenschaften, die für die Seefliegerei erforderlich sind, gezeigt werden müssen. Auch hierbei ist möglichste Gleichartigkeit der Flugzeuge und Motoren Voraussetzung für ein einwandfreies Ergebnis.

Man veranstaltet kein Rennen zwischen einer Jolle und einem 60 m^2-Kreuzer.



Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [20] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Duralumin-Brennstofftanks werden von der Curtiss Aeroplane and Motor Company hergestellt aus nach besonderem Verfahren nickelplattierten Duraluminplatten. Sie sind lötbar, deswegen leicht auszubessern und bedeutend leichter als die Messing- oder Weißblechtanks. Niederschlagbildungen sind während der amtlichen Erprobungen nicht beobachtet worden. Flugzeuge der amerikanischen Armee und Marine sind mit diesen Tanks ausgerüstet.

The Curtiss Duralumin Fuel Tank; Aviation **21**, Nr. 6 vom 9. August 1926, S. 250 (1 Sp.). *H.* 62001.

Flugzeugbau. Das Ausbessern von Duraluminschwimmern und -Bootskörpern ist einfacher als das von entsprechenden Holzbauten, da die betreffenden Leckstellen nur herausgeschnitten zu werden brauchen und dann ein etwas größerer und stärkerer Flicken aufgenietet werden kann. Weil Duralumin sehr empfindlich gegen Kaltbiegen und Ausbeulen ist — örtliche Ermüdungserscheinungen treten auf, die Korrosionsbeständigkeit nimmt erheblich ab — müssen alle verbeulten Teile sorgfältig weggeschnitten werden.

Eine vorübergehende Ausbesserung ist dadurch möglich, daß über die schadhafte Stelle von innen und außen je eine Flickscheibe herübergelegt wird, die durch eine Anzahl gewöhnlicher Schrauben und Muttern miteinander verbunden werden. Wasserdichte Ausbesserung ist nach folgendem auszuführen:

Dicke der Beplattung mm	Dicke des Flickens mm	Nietdurchmesser mm	Nietabstand mm
0,5	0,8	2,4	9,5
0,6	1,0	2,4	9,5
0,8	1,3	3,2	12,7
1,0	1,6	3,9	15,9
1,3	1,6	4,8	19,0
1,6	1,6	4,8	19,0

— Repairing Duralumin Hulls and Pontoons; Aviation **21**, Nr. 6 vom 9. August 1926, S. 242 bis 243 (3 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62002.

Flugzeugbau. Der Metallflugzeugbau ist in Frankreich erst in letzter Zeit in Angriff genommen worden und befindet sich noch im Versuchszustand. Von den 121 verschiedenen, im Jahre 1925 gebauten französischen Baumustern sind nur 7 Ganzmetallflugzeuge, weitere 18 Metallflugzeuge mit stoffbespannten Tragdecks. Die ersten Ganzmetallflugzeuge baute in Frankreich Michel Wibault, einen halbfreitragenden Jagd-HD, Muster 7 C; ferner bauen Metallflugzeuge, die teilweise ganz mit Stoff bespannt sind oder deren Rumpf mit Metallblech, die Tragdecks aber mit Stoff bekleidet sind: A. Bernard-Ferbois, Schneider, Breguet, Latécoère, Loiré-Olivier, Devoitine und die Société d'Emboutissage et Constructions Mécaniques (S.E.C.M.).

— *R. Eisenlohr*, Der Metallflugzeugbau in Frankreich; ZVDI **70**, Nr. 33 vom 14. August 1926, S. 1109 bis 1110 (4 Sp., 5 Abb.). *H.* 62003.

Flugzeuge. Albatros-Schul- und Kunst-DD, Muster L 68a, s. Abb., vom Albatros-Flugzeugwerk G. m. b. H., Berlin, unter Verwendung der mit dem L 68-DD Erfahrungen gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, Oberseite stark gewölbt. Zwei hintereinanderliegende Sitze mit Doppelsteuerung und verstellbaren Sitzen, Führer hinten. Stahlrohrfachwerk mit Stoffbespannung.



Abb. zu 62004. Albatros-Schul- und Kunst-DD, L 68a.

Triebwerk auf besonderem Träger am Brandschott befestigt, als ganzes vom Rumpf abklappbar. Betriebsstoffbehälter als Falltank im Baldachin.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, Unterflügel in geringer V-Stellung und starker Staffelung beiderseits der Rumpfunterkanten ansetzend. Elliptisch abgerundete Flügelenden. Holzgerippe mit Sperrholzbeplankung. Baldachin von beiderseits zwei kurzen, schrägen N-Stielen und zwei weiteren Streben getragen; seitlich je ein schräges N-Stielpaar, Stromliniendrahtverspannung in der Ebene des mittleren N-Stieles. Querruder, die nicht bis zu den Flügelenden reichen, an allen Flügeln, durch Stoßstange miteinander verbunden.

Leitwerk: im Fluge verstellbare Höhenflosse, die durch je eine seitliche Strebe gegen Kielflosse abgestützt ist. Unentlastete Ruder. Dreieckfachwerk mit Stoffbespannung.

Fahrgestell: V-förmig, mit durchlaufender Achse. Gummischeibenfederung und Öldämpfung im vorderen V-Stiel.

Spannweite oben		10,10	m
» unten		9,05	m
Länge		6,3	m
Höhe		2,75	m
Flügelfläche		24,4	m²
Motor: Siemens		100	PS
Leergewicht		0,655	t
Besatzung	160 kg		
Brennstoff	100 kg		
Schmieröl	15 kg		
Nutzlast	25 kg		
also Zuladung	300 kg	0,300	t
daher Fluggewicht		0,955	t
Flächenbelastung		39	kg/m²
Leistungsbelastung		9,6	kg/PS
Flächenleistung		4,1	PS/m²
Geschwindigkeit		140	km/h
steigt auf 1 km in		12	min
Gipfelhöhe		2,5	
Schnellflugzahl		11,9	
Weitflugzahl		5,0	
Hochflugzahl		5,3	

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62004.

Flugzeuge. Gloster-Gamecock-Jagdeinsitzer-DD. Eine für die dänische Regierung gebaute Abart des Gloster-Grebe II-Jagdeinsitzer-DD (vgl. 51507).

Allgemeiner Aufbau wie bei diesem.

Motor: Bristol-Jupiter IV	425	PS
Leergewicht	0,85	t
Zuladung	0,40	t
daher Gesamtgewicht	1,25	t
Höchstgeschwindigkeit	260	km/h

— (Sonderbericht.) 62005.

Flugzeuge. Hovard-Flyabout-Reise- und Sport-DD, von B. O. Hovard, Houston, Tex., U.S.A., gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Unter Tragdeckhinterkante zwei nebeneinanderliegende Sitze mit Doppelsteuerung. Holzbau mit Stoffbespannung.

Triebwerk auf Stahlrohrgerüst im Vorderteil.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, zweiteilig, über ganze Spannweite gleicher Flügelschnitt, Unterflügel mit ebenfalls gleichbleibendem Flügelschnitt, aber größerer Spannweite sind seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt. Holzbau mit Stoffbespannung. Baldachin aus 4 kurzen Streben; seitlich je ein Stielpaar; Verspannung. Querruder nur an Unterflügeln.

Leitwerk gewöhnlich.

Fahrgestell aus Stahlrohren, V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung.

Spannweite oben	8,5	m
Spannweite unten	9,6	m
Länge	6,9	m
Höhe	3,2	m
Flügeltiefe	1,5	m
Flügelabstand	1,6	m
Flügelfläche	25,4	m²
davon Querruder	2,0	m²
Höhenflosse	1,7	m²
Höhenruder	1,6	m²
Kielflosse	0,4	m²
Seitenruder	0,9	m²
Motor: Curtiss OX-5	90	PS
Leergewicht	0,56	t
Zuladung	0,33	t
also Fluggewicht	0,89	t
Flächenbelastung	35	kg/m²
Leistungsbelastung	9,9	kg/PS
Flächenleistung	3,5	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	155	km/h
Landegeschwindigkeit	58	km/h
steigt auf 0,6 km in	4,7	min
Schnellflugzahl	19,0	—
Weitflugzahl	5,7	—

— The Hovard Flyabout; Aviation **21**, Nr. 6 vom 9. August 1926, S. 243 (1 Sp., Zahlenang.). *H.* 62006.

Flugzeuge. Spenser-Sport-TD, Muster S-10. Gewöhnlicher Holzbau mit sehr weit auseinanderliegenden Fahrgestellrädern.

Spannweite	9,8	m
Länge	6,1	m
Motor: Lawrance	35	PS
Leergewicht	0,195	t
Zuladung	0,102	t
also Fluggewicht	0,297	t
Höchstgeschwindigkeit	81	km/h
Mindestgeschwindigkeit	48	km/h
steigt auf 0,8 km in	20	min
Gipfelhöhe	1,2	km

— The Spenser Monoplane; Aviation **21**, Nr. 6 vom 9. August 1926, (1 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62007.

Flugzeuge. Avro-Avian-Sport-DD, s. Abb., von der A. V. Roe and Co., Ltd., für den Lympne-Wettbewerb 1926 gebaut. Nach dem Wettbewerb soll er reihenmäßig hergestellt werden, aber mit etwas geringerer Spannweite. Um das Flugzeug auch bei Flugrennen verwenden zu können, ist vorgesehen, daß es durch Entfernen des Oberdecks in einen Tiefdecker umgewandelt werden kann; als Wasserflugzeug wird es mit zwei Schwimmern ausgerüstet.

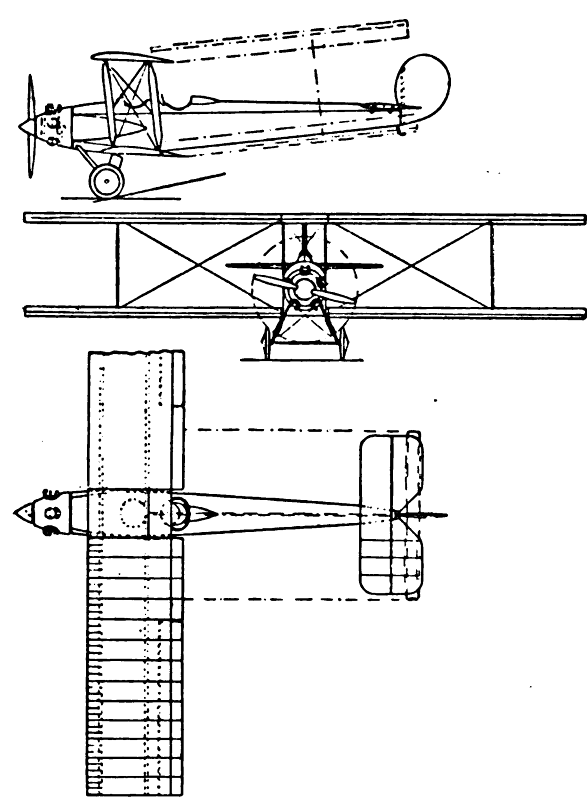


Abb. zu 62008. Avro-Avian-Sport-DD.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei Sitze hintereinander, Doppelsteuerung. Holzbau mit Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil an kegeligem Aluminiumblechträger aufgehängt, der am Brandschott befestigt ist. Die Betriebsstofftanks sind hinter dem Brandspant auf der Rumpfaußenseite angebracht; der Ölbehälter so, daß seine Außenseite als Kühlfläche wirkt.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig, Unterflügel seitlich an den Rumpfunterkanten angesetzt. Rechteckiger Tragdeckumriß, gleichbleibender Flügelschnitt. Holzbau aus zwei I-Spruce-Holmen, Sperrholzrippen, Stoffbespannung. Baldachin von vier kurzen Streben getragen, seitlich je ein Stielpaar. Drahtverspannung. Querruder nur an Unterflügeln. Beim Tiefdecker sind die Flügel durch eine Strebe gegen Rumpfoberkante abgefangen. Flügel sind zurückklappbar.

Leitwerk gewöhnlich, keine Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit im hinteren V-Stiel liegender Gummifederung, durchlaufende Achse.

Spannweite	9,8	m
Länge	7,5	m
Flügelfläche	27,3	m²
davon Querruder	2,5	m²
Höhenflosse	1,4	m²
Höhenruder	1,2	m²
Seitenruder	0,8	m²
Motor: Siddeley-Genet	65	PS

Leergewicht	0,34 t
Zuladung	0,38 t
also Fluggewicht	0,72 t
Flächenbelastung	26,2 kg/m²
Leistungsbelastung	11,0 kg/PS
Flächenleistung	2,4 PS/m²

— The Avro »Avion«; Flight 18, Nr. 34 vom 26. August 1926, S. 537 (7 Sp., 3 Lichtb., 10 Skizzen, 3 Risse).
H. 62008.

Flugzeuge. Focke-Wulf-Verkehrs-HD, Muster GL 18, s. Abb., von der Focke-Wulf Flugzeugbau A.G., Bremen, in Anlehnung an ihre bisherigen Flugzeuge gebaut.

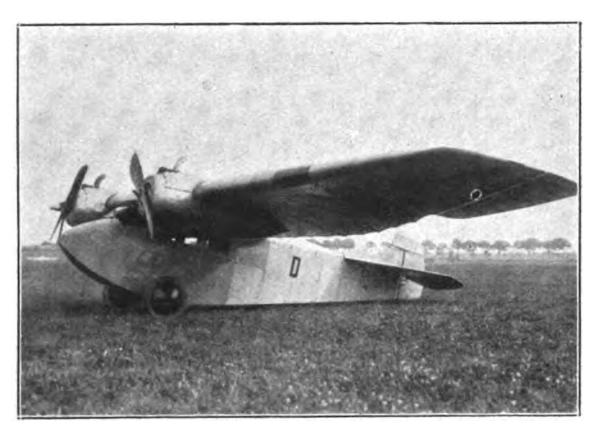


Abb. 1 zu 62009. Focke-Wulf-Verkehrs-HD.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide, vorne in Spitze auslaufend. Führerraum, der doppelsitzig gestaltet werden kann, unter Tragdeckvorderkante. Da kein Motor vor ihm liegt, hat er gute Sicht, ist nach vorne durch Schutzscheibe geschützt und durch seitliche Einsteigtür vom Boden zugänglich. Der dahinterliegende, geschlossene Fluggastraum hat 3 bis 4 Sitze und seitliche Einsteigtür. Holzbau mit Stoffbespannung.

Triebwerk: die beiden Motoren sind seitlich vom Rumpf in besonderen Motorengondeln gelagert, die im Tragdeck eingebaut und sorgfältig stromlinig verkleidet sind.

Tragdeck freitragend, zanoniaförmig. Holzbau mit Stoffbespannung.

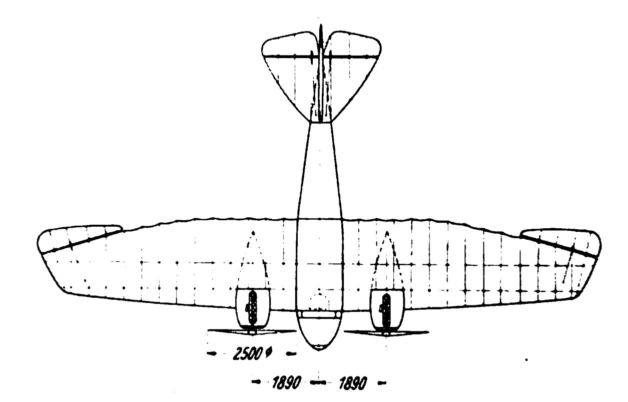


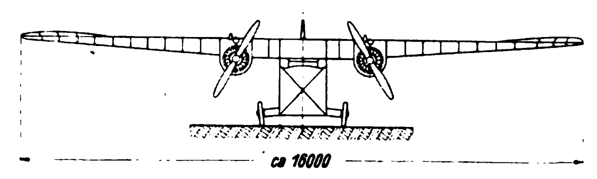
Abb. 2 zu 62009. Rumpf und Motoren des Focke-Wulf-HD.

Leitwerk gewöhnlich. Das Seitenruder ist besonders groß und hat einen Ausgleichlappen, so daß Geradeausflug bei nur einem laufenden Motor möglich ist.

Fahrgestell wie beim Focke-Wulf A 16 (vgl. 608 07, 508 12).

Spannweite	16,0	m
Länge	8,8	m
Höhe	2,6	m
Flügelfläche	35	m²
Motoren: Junkers L 1a	2×75	PS
Leergewicht	0,925 t	
Führer 80 kg		
Betriebsstoff 150 kg		
Nutzlast 295 kg		
also Zuladung 525 kg	0,525 t	
daher Fluggewicht	1,450 t	
Flächenbelastung	42	kg/m²
Leistungsbelastung	9,7	kg/PS
Flächenleistung	4,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Landegeschwindigkeit	85	km/h
steigt auf 1 km in	10	min
Anlauf	115	m
Schnellflugzahl	12,7	—
Weitflugzahl	5,2	—





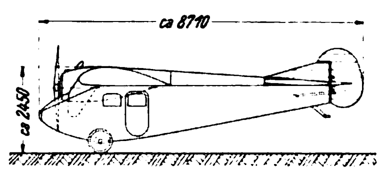


Abb. 3 bis 5 zu 62009. Focke-Wulf-Verkehrs-HD.

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62009.

Flugzeuge. Huff-Daland-Pegasus-Tagesbomben-DD, Muster XLB-1, s. Abb. (vgl. 52306).

Rumpf aus vier durchlaufenden Stahlrohrlängsholmen, die durch Dreieck-Stahlrohrfachwerk miteinander verbunden sind. Keine Drahtauskreuzung. Stoffbespannung. Drei Sitze für Führer, Funker und Beobachter; zusammen 5 M.G.

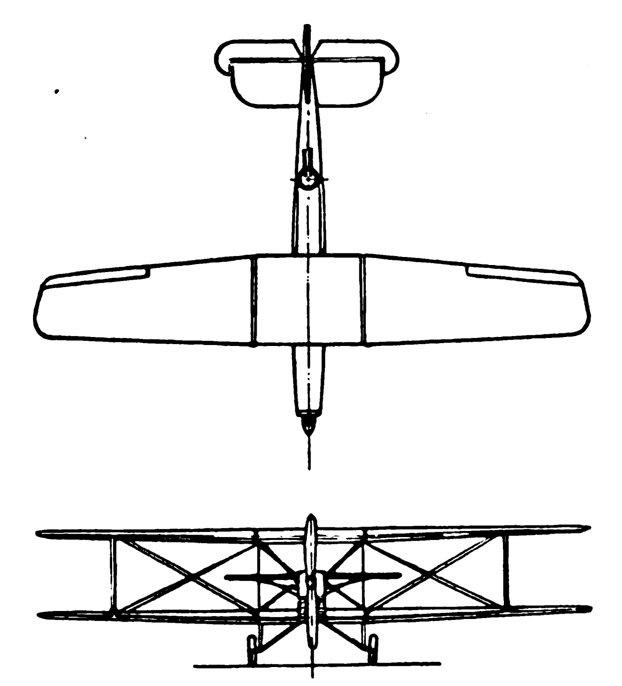
Triebwerk auf besonderem Stahlrohrträger, nach Lösen von 4 Bolzen als Ganzes ausbaubar. Falltanks im Baldachin, Öltank unter dem Motor, Kühler ebenfalls unter dem Motor.

Tragdecks gerade durchlaufend in geringer V-Stellung, ohne Staffelung, dreiteilig, nach den Flügelenden in Dicke und Tiefe abnehmend. Holzbau aus zwei Kastenholmen und Stoffbespannung. Baldachin wird von zwei kurzen N-Stielen getragen, von deren Angriffspunkten an Rumpfoberholmen laufen kurze, schräge Streben zu den Holmenden der Unterflügelansatzstutzen. Seitlich je ein Stielpaar, Verspannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk mit ausgeglichenen Rudern.

Fahrgestell V-förmig, ohne durchlaufende Achse, Federung im vorderen V-Stiel durch je zwei Stahlfedern und Öldämpfung. Der steuerbare Schwanzsporn ist durch eine Feder mit Öldämpfung gefedert.

Spannweite	20,3 m
Länge	13,5 m
Höhe	4,7 m
Flügelschnitt	U.S.A. 45 mod.
V-Stellung	2°
Flügelfläche	107 m²
Motor: Packard 2 A-2500	800 PS



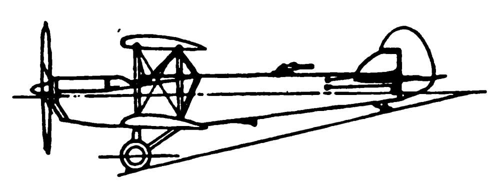


Abb. zu 62010. Huff-Daland-Pegasus.

Leergewicht	2,42 t
Zuladung	2,29 t
also Fluggewicht	4,71 t
Flächenbelastung	44 kg/m²
Leistungsbelastung	5,9 kg/PS
Flächenleistung	7,5 PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	210 km/h
Landegeschwindigkeit	89 km/h
Gipfelhöhe	4,9 km
Schnellflugzahl	22,0 —
Weitflugzahl	4,6 —
Hochflugzahl	4,9 —

— The Huff Daland Bomber XLB-1; Aviation **21**, Nr. 6 vom 9. August 1926, S. 252 bis 254 (2 Sp., 5 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 62010.

Flugzeuge. Aéro-Beobachtungs-DD, Muster Abb. 11, der Aéro-Werke, Prag.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Die zwei Sitze dicht hintereinander unter ausgeschnittener Tragdeckhinterkante, Führer vorne. Stahlrohrbau mit Stoffbespannung.

Triebwerk auf besonderem Stahlrohrträger, mit 7 Bolzen am Brandschott befestigt. Fallbenzintank und Kühlwassertank im Baldachin. Ölbehälter unter dem Motor; weitere Brennstofftanks im Rumpf unter den Sitzen, Speisung durch Aéro-Pumpen.

Tragdecks: Oberdeck durchlaufend, dreiteilig, Unterflügel an Flügelstutzen seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt. Holzbau aus Tannen-Längsholmen und Sperrholzrippen, Drahtinnenverspannung. Baldachin wird von zwei schrägen N-Stielen getragen; an den Flügelenden je ein schräges Stielpaar, Stromliniendrahtverspannung in zwei Ebenen. Querruder mit Ausgleichecken nur an den Oberflügeln, bei Bedarf unabhängig von einander zu bedienen.

Leitwerk: verstellbare Höhenflosse, unentlastete Ruder. Stahlrohrbau; Höhen- und Kielflosse mit Sperrholz, Ruder mit Stoff bekleidet.

Fahrgestell V-förmig mit durchlaufender Achse und Gummifederung. Holzsporn mit Eisenbeschlägen.

Spannweite	12,80 m
Länge	8,30 m
Höhe	3,10 m
Flügelfläche	37 m²
Motor: Perun II	240 PS
Leergewicht	1,10 t
Zuladung	0,75 t
also Fluggewicht	1,85 t
Flächenbelastung	50 kg/m²
Leistungsbelastung	7,7 kg/PS
Flächenleistung	6,5 PS/m²

— L'avion tchècoslovaque Aéro Ab. 11, moteur Perun II. 240 CV vient d'accomplir un circuit de 15.070 km en visitant 23 Etats dans 3 parties du monde; Letectvi **6**, Nr. 8 vom August 1926, Französischer Teil: Le mois aéronautique tchècoslovaque, S. 28 bis 30 (5½ Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62011.

Luftschrauben. Die »spezifische Drehzahl« ist ein Maß für die Schnelläufigkeit des Laufrades einer Turbine oder Kreiselpumpe, nämlich die Drehzahl einer geometrisch ähnlichen Maschine, die bei 1 m Förderhöhe 1 PS leistet. Man erhält sie aus der wirklichen Drehzahl, wenn man diese mit der Wurzel aus der wirklichen Leistung multipliziert und durch die 1,25te Potenz der Förderhöhe dividiert, oder auch durch Multiplizieren der wirklichen Drehzahl mit der 3,65fachen Wurzel aus der Fördermenge und Dividieren durch die 0,75te Potenz des Gefälles. Spalt- und Radreibungsverluste lassen sich abhängig von der spezifischen Drehzahl darstellen, doch hängt der hydraulische Wirkungsgrad streng genommen noch von der Reynoldsschen Zahl ab.

Die spezifische Drehzahl hat den Nachteil, daß sie nicht unbenannt ist. Für Treibschrauben hat man den Belastungsgrad (Gesamtschub durch Staudruck auf den Schraubenkreis) und den Fortschrittsgrad (Fahr- durch Umfangsgeschwindigkeit) eingeführt, beide unbenannt, aus denen sich auch der bestmögliche Wirkungsgrad berechnen läßt.

Die Übertragung des Belastungsgrades auf Axialräder (Kaplanturbinen usw.) und bei geeigneter Begriffsfestlegung auf Radialräder (Francisturbinen, Kreiselpumpen usw.) ergibt, daß das Produkt aus Belastungsgrad und dem Quadrat einer Beizahl gleich 27,4mal 10^9 durch die vierte Potenz der spezifischen Drehzahl ist. Die Beizahl, Förderhöhe durch doppelte Geschwindigkeitshöhe der Umfangsgeschwindigkeit, entspricht dem Schubwert der Treibschrauben, sie ergibt, durch den Belastungsgrad dividiert, das halbe Quadrat des Fortschrittsgrades.

Das oben gefundene Quadrat dieser Beizahl, mit dem Belastungsgrad multipliziert, ist die einzige mögliche Beziehung, die nur Fördermenge, Förderhöhe und Drehzahl (also nur die spezifische Drehzahl) enthält und vom Durchmesser unabhängig ist. Diese Größe hat den Vorzug, daß sie unbenannt ist und die Brücke zwischen Treibschrauben und Wasserkraftmaschinen schlägt. Den gewohnten Anschauungen des praktischen Ingenieurs kommt aber weniger diese Zahl als die vierte Wurzel ihres Kehrwertes entgegen, das ist die bisher übliche spezifische Drehzahl geteilt durch 646; sie steht zu Belastungsgrad, Schubwert und Fortschrittsgrad in einfachen Beziehungen.



— *Bruno Eck*, Das Wesen der spezifischen Drehzahl; ZVDI **80**, Nr. 30 vom 24. Juli 1926, S. 1015 bis 1016 (3 Sp., 1 Skizze: Radial- und Axialrad, Formelrechnungen). *E.* 62012.

Wettbewerbe. Der französische Sportflugzeug-Wettbewerb 1926 in Orly wurde von der Association Française Aérienne veranstaltet. Er bestand aus einer Technischen Prüfung und einem Überlandflug. Bei der Prüfung wurde nach Punkten gewertet, hauptsächlich die Wirtschaftlichkeit. Zweisitzige Flugzeuge wurden besser bewertet als Einsitzer, da sie als Sport- und Reiseflugzeug am geeignetsten sind. Die Prüfungen bestanden im einzelnen in einer Prüfung des Brennstoffverbrauchs, der Sicherheitsvorrichtungen (Feuerlöscher, Fallschirme), der Anlaßmöglichkeit ohne fremde Hilfe, der Auf- und Abrüstbarkeit, der Steigzeit auf 2 km und der Geschwindigkeit. Letztere wurde in einem Fernflug, Orly-Orléans und zurück, gemessen.

— Le Concours d'Avions Economiques; Les Ailes **16**, Nr. 268, 269, 270 vom 5., 12. und 20. August 1926 (2 Sp., 8 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62013.

Für größere Höhen ist als Ionisator die durchdringende Strahlung maßgebend, die von Kolhörster im Freiballon bis 9,3 km Höhe untersucht wurde, sie nimmt mit der Höhe zunächst beschleunigt, von 6 km ab der Höhe verhältig zu. Die Ionisierung, die außerdem von der Luftdichte abhängt, hat daher einen Größtwert. Für die funktelegraphisch gefolgerte starke Leitfähigkeit der Heaviside-Schicht in großen Höhen müssen andere Ursachen maßgebend sein.

Die Wolken und Nebel enthalten in jedem Tröpfchen nach Messungen von Wigand und Wittenbecher in einem Kondensator 100 bis 1000 Elementarladungen. Die Spannung einer Wolke kann aus der Störung des Gefälles in der Nachbarschaft ermittelt werden; sie ist bereits bei Gewitterneigung beträchtlich.

Das elektrische Klima eines Ortes ist mehr durch die Seehöhe als durch die Bodennähe bedingt, jedoch im Gebirge verwickelter als in der freien Luft gleicher Höhe.

— *A. Wigand*, Die Luftelektrizität der freien Atmosphäre; Vortrag, »Verhandlungen der klimatologischen Tagung in Davos 1925«, S. 1 bis 10 (9 S., 3 kl. Zahltaf.). *E.* 62014.

Zahlentafel zu 62013. Flugzeuge des französischen Sportflugzeug-Wettbewerbes 1926.

Flugzeug	Melder	Führer	Land	Spannweite	Flügelfläche	Motor	Leistung	Leergewicht	Brennstoffverbrauch	Geschwindigkeit	Punktzahl	Preis
—	—	—	—	m	m²	—	PS	kg	kg/km	km/h	—	—
Avia B.H 11	Milos Bondy	Lhota	Tschechoslowakei	11,10	15,6	Walter	60	370	0,130	149	607	1
Avia B.H. 11	Milos Bondy	Fritsch	»	11,10	15,6	Walter	60	370	0,125	148	598	2
Albert	Albert	Descamps	Frankreich	8,80	10,0	Salmson	40	255	0,075	164	567	3
Albert	Albert	Thoret	»	8,80	10,0	»	40	255	0,076	160	550	4
S. A. B. C. A.-II-Cambgul	S. A. B. C. A.	v. Opstal	Belgien	8,25	20,0	Anzani	60	256	0,144	122	474	5
S. A. B. C. A.-Demonty-Poncelet	S. A. B. C. A.	Wouters	»	12,0	20,0	»	45/50	330	0,141	112	407	—
Moth	Eliott Lynn	Eliott Lynn	England	8,8	25,0	Cirrus	60	375	0,130	126	391	—
R.L.	Roques u. Lefolcalvez	Roques u. Lefolcalvez	Frankreich	8,0	10,0	Anzani	25	340	0,206	86	171	—

Wetter. Die Luftelektrizität beeinflußt den Funkempfang wie den menschlichen Organismus. Die Höhen-Luftelektrizität ist hauptsächlich durch Forschungen im Luftfahrzeug bekannt. Das Spannungsgefälle, das am Boden 100 V/m beträgt, sinkt mit zunehmender Höhe erst rasch, dann langsamer: in 1,5 km beträgt es 25 V/m, in 3 km Höhe 15 V/m, in 6 km 6 V/m (nach Linke und Gerdien) in 9 km Höhe 4 V/m (nach Messungen von Everling). Die zeitliche »Feinstruktur« des Spannungsgefälles, die raschen Änderungen, wurden von Wigand und seinen Schülern mit dem schnellwirkenden Wasserkollektor nach Lutze und dem Radiothor-Kollektor nach Wigand und Schlomka auch im Flugzeug untersucht; sie erklärt funktelegraphische und nervöse (Wünschelrutengänger!) Wirkungen der Luftelektrizität.

Die Raumladung der Luft, der Ionengehalt, ist von Wigand und Koppe im Freiballon und Flugzeug bis in große Höhen gemessen worden: er wächst von 1,5 bis 3 km auf ein Mehrfaches des Bodenwertes, dann bis über 6 km langsamer.

Die Leitfähigkeit der Luft nimmt mit der Höhe zunächst langsam, in großen Höhen sehr rasch zu, nach Wigand auf $27{,}10^{-4}$ elektrostatische Einheiten in 8,9 km Höhe statt des Bodenwertes 1 bis $2{,}10^{-4}$. Sie rührt vor allem vom Gehalt an Radium-Emanation und deren Zerfallprodukten her, der nach Wigand und Wenk mit zunehmender Höhe rasch abnimmt, da er auch über dem Meere in Landferne gering ist, rührt er vom Erdboden her.

Unterricht. Das Außeninstitut der Technischen Hochschule Charlottenburg veranstaltet eine Vortragsreihe: Luftverkehrstechnik. Hörsaal 120 Hauptgeb., 6—8 Uhr.

		Freitag:
I.	Einführung und Fluglehre Professor Dr. E. Everling (T. H. Berlin)	5. XI. 1926
II.	Flugzeugbau Dipl.-Ing. E. Wittstock (Rohrbach-Metallflugzeugwerk G. m. b. H.)	12. XI. 1926
III.	Flugmotoren Dipl.-Ing. F. Gosslau (Siemens-Konzern)	19. XI. 1926
IV.	Meßgeräte, Wetterkunde Privatdozent Dr. Koppe (Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt)	26. XI. 1926
V.	Flugbetrieb u. Luftverkehrswirtschaft[1]) Direktor O. Merkel (Deutsche Luft-Hansa)	3. XII. 1926
VI.	Praktisches Fliegen, Flugschulen Major a. D. Geyer (Reichsverkehrsministerium)	10. XII. 1926

— Sonderbericht. *H.* 62015.

[1]) Anschließend Besichtigung des Flughafens Tempelhof.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

21. Heft | 13. November 1926 | 17. Jahrgang

Zur Berechnung von Flugzeug-Tragwerken mit Verbundstielen in V- und N-Form.[1])

Von Karl Thalau.

Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Inhaltsangabe.

Zusammenfassung.

Mit Hilfe des Reduktionssatzes werden geschlossene Formeln für die Stabkräfte von V- und N-förmigen, gelenkig an die Holme angeschlossenen Verbundstielen aufgestellt; der Unterschied der Trägheitsmomente der einzelnen Holme untereinander findet dabei ebenso Berücksichtigung wie der Abfall der Holmträgheitsmomente von der Wurzel zu den Enden hin; durch eine Reihe grundsätzlicher Beispiele werden die Einflüsse der einzelnen Baumöglichkeiten beleuchtet; durch ein allgemein durchgeführtes Beispiel wird eine Übersicht über den ganzen Rechnungsgang im Einzelnen gegeben.

Einleitung.

Allgemeines.

Aus der Forschungsarbeit der DVL über Verbundstielwirkungen seien im folgenden zwei für den praktischen Flugzeugbau besonders interessante Gruppen, nämlich die der gelenkig an die Holme angeschlossenen V- und N-Stiele, herausgegriffen.

Wir beschränken uns dabei auf die Behandlung freitragender Doppeldeckersysteme, bei denen die Stiele vorwiegend eine Verringerung der Zellenverdrehung herbeiführen sollen; natürlich tritt je nach dem Verhältnis der Abmessungen, der Belastungen und der Biegesteifigkeit der Holme zueinander in jedem Belastungsfalle auch ein entsprechender Ausgleich der reinen Biegemomente ein.

Beide Aufgaben werden allgemein untersucht, d. h., es wird keinerlei Symmetrie von Längen- und Querschnittsabmessungen angenommen, außer der einzigen und praktisch wohl immer vorliegenden: daß die vordere und hintere Tragwand (vgl. Abb. 1 und 5) in den Längenmaßen übereinstimmen; die Trägheitsmomente der Holme werden jedoch alle verschieden groß gewählt. Der Abfall der Holmträgheitsmomente wird durch folgende Annahme berücksichtigt: Von einem Größtwert an der Holmwurzel (Einspannung) fallen die Trägheitsmomente entsprechend einer quadratischen Parabel bis zu einem endlichen Wert am Stielanschluß; der weitere Verlauf vom Stielanschluß bis zum Holmende ist ohne Belang für die Rechnung.

Diese Annahme reicht mit genügender Genauigkeit für die meisten praktisch vorkommenden Fälle aus; verlaufen die Trägheitsmomente in Wirklichkeit nach einem beliebig gebrochenen Linienzug mit verschieden großen Anstiegen, so sucht man eine mittelnde Parabel, die den Voraussetzungen entspricht. Wesentlich für das Ergebnis ist eine vernünftige Berücksichtigung des Verhältnisses der Trägheitsmomente an Holmwurzel und Stielanschluß. Wie übrigens später an einem Beispiel gezeigt wird, ist der Unterschied zwischen den Ergebnissen für eine Rechnung einmal mit abfallenden und dann mit unveränderlichen Trägheitsmomenten innerhalb gewisser Grenzen überraschend gering.

Die Belastung der Holme ist geradlinig und unveränderlich angenommen; eine Berücksichtigung von nach den Holmenden hin abfallender Belastung sei ebenso einer späteren Untersuchung vorbehalten, wie die der Holmlagerung an 2 Punkten an der Holmwurzel (statt starrer Einspannung).

Der Einfluß wagerechter Stirndruckbelastung auf die Stielkräfte ist gering, wie sich aus einem Vergleich der Holmträgheitsmomente mit den Trägheitsmomenten der ganzen Flügel in bezug auf die Hochachse ergibt; er wird aus diesem Grunde vorläufig nicht untersucht.

Der allgemeine Gang der Rechnung ist der, daß erst die statischen Verhältnisse von Vorder- und Hinterwand des Tragwerks getrennt behandelt werden, und dann die Wirkung der vorläufig unberücksichtigt gebliebenen Verbindung der beiden Wände durch die Diagonalstrebe des Stielsystems auf diese Wände als statisch unbestimmte Hauptsysteme untersucht wird. Sämtliche Verbindungsglieder zwischen Vorder- und Hinterholm jedes Flügels sind gelenkig angeschlossen gedacht, um die Untersuchung nicht zu erschweren durch zwangsweise Berücksichtigung der Verbundwirkung in den Einzelflügeln.

Auf die oben beschriebene Weise erhält man stets eingliedrige Elastizitätsgleichungen, die die Aufstellung geschlossener und übersichtlicher Formeln ermöglichen. Die δ-Werte der Elastizitätsgleichungen werden wieder unter Zuhilfenahme des »Reduktionssatzes«[1]) gefunden.

Da die Einzelstäbe der Verbundstiele unter räumlicher Neigung an den Holmen angreifen, entstehen an jedem Holmanschluß stets 3 Teilkräfte für jede Stabkraft in den Richtungen x, y und z.

Von diesen 3 Teilkräften sind von maßgebendem Einfluß auf die δ-Werte nur die Senkrechten in der y-Richtung, welche die Holme auf normale Biegung beanspruchen. Die x-Teilkräfte, welche nur Normalkräfte in Holmen und Streben, sowie die z-Teilkräfte, welche Normalkräfte in Holmen, Innenverspannung und Streben hervorrufen, liefern nur vernachlässigbar kleine Beiträge zu den Formbeiwerten.

Es leuchtet ein, daß als unbekannte Größen X und Y zweckmäßig die senkrechten Teilkräfte der wirklichen Stabkräfte $\overline{X}$ und $\overline{Y}$ gewählt werden; mit der Kenntnis von X und Y sind auch die wirklichen Stabkräfte $\overline{X}$ und $\overline{Y}$ gegeben, so daß die weitere Untersuchung der Verbundstiel-

[1]) Die gleichlautende Bekanntgabe der DVL, die im Juni 1926 den interessierten Stellen mitgeteilt wurde, enthielt im letzten Zahlenbeispiel auf S. 22 der Bekanntgabe einen Zahlenfehler im Ansatz der μ-Werte. Der Verfasser wurde darauf von Prof. Dr. E Pohlhausen aufmerksam gemacht, dem an dieser Stelle freundlich gedankt sei.

Die hier vorliegende Veröffentlichung enthält die verbesserten Ergebnisse.

[1]) Vgl. den 55. DVL-Bericht des Verfassers im 6. Heft der ZFM vom März 1926.

wirkung auf das ganze Tragwerk keine Schwierigkeiten macht.

I. Abschnitt.

Der V-förmige Verbundstiel.

V-förmige Verbundstiele werden mit Vorteil dort angewandt, wo ein Flügel einer Doppeldeckerzelle, — meist ist es der untere —, infolge seiner relativ kleinen Abmessungen leichter verdrehsteif gebaut werden kann; er kann dann auf Grund dieser Eigenschaft eine, seine Verdrehung verhindernde, Abstützung gegen den anderen Flügel entbehren und dient nur als elastisches Auflager für den Stielknotenpunkt.

Abb. 1 zeigt den grundsätzlichen Aufbau eines derartigen Systems.

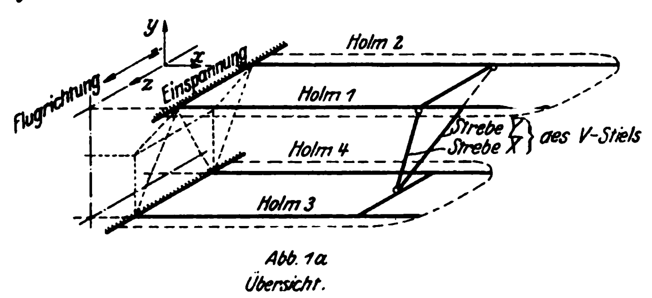


Abb. 1a
Übersicht.

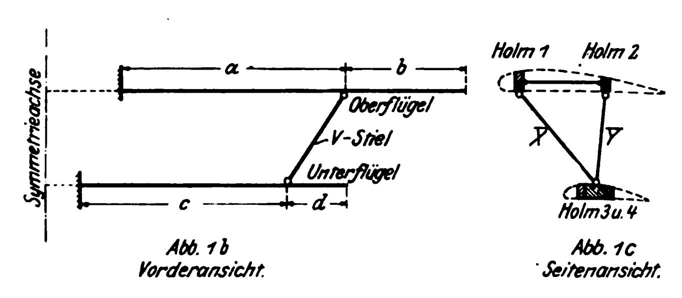


Abb. 1b
Vorderansicht.

Abb. 1c
Seitenansicht.

Zwei an der Wurzel als fest eingespannt betrachtete freitragende Tragflügel mit den Holmen *1*, *2*, *3* und *4* sind durch die beiden Stielstäbe $\bar{X}$ und $\bar{Y}$ V-förmig gegeneinander abgestützt; dabei seien die beiden Holme des Unterflügels durch entsprechende Verbundbauweise (Rippen, Beplankung usw.) so fest und steif miteinander verbunden, daß der ganze Unterflügel als einheitlicher Träger aufgefaßt werden kann, dessen Schwerlinie durch den unteren Stielknotenpunkt gehe. Holm *1* und der aus *3* und *4* gebildete ideelle Holm seien als vordere Tragwerkwand bezeichnet.

§ 1. Untersuchung der vorderen Tragwerkswand als einfach statisch unbestimmtes Hauptsystem für gleichmäßige Holmbelastungen p bzw. Einzellast K.

Folgende Bezeichnungen sollen gelten:

E (kg/cm²) bedeutet: den Elastizitätsmodul des Holmmaterials;

$J_1^{(x)}$ (cm⁴) » das Trägheitsmoment des Holmes »*1*« an der Stelle x, gemessen vom Stielanschluß ab;

$J_2^{(x)}$ (cm⁴) » das entsprechende Trägheitsmoment f. Holm »*2*«;

$J_3^{(x)}$ (cm⁴) » das entsprechende Trägheitsmoment f. Holm »*3*«;

$J_4^{(x)}$ (cm⁴) » das entsprechende Trägheitsmoment f. Holm »*4*«;

p_1 (kg/cm) » die gleichmäßig verteilte, laufende Belastung für Holm »*1*«;

p_2 (kg/cm) » die entsprechende Belastung für Holm »*2*«;

p_3 (kg/cm) » die entsprechende Belastung für Holm »*3*«;

p_4 (kg/cm) » die entsprechende Belastung für Holm »*4*«;

a (cm) » die Länge der oberen Holminnenfelder;

b (cm) » die Länge der oberen Holmkragarme;

c (cm) » die Länge der unteren Holminnenfelder;

d (cm) » die Länge der unteren Holmkragarme.

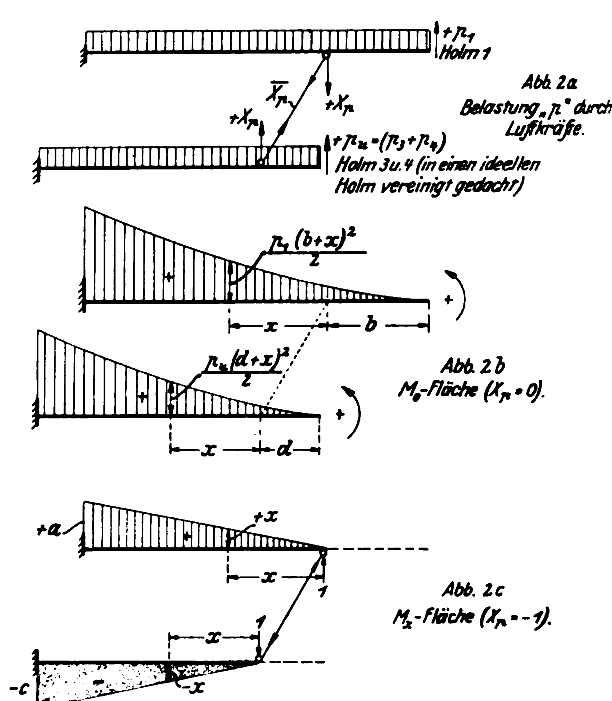


Abb. 2a
Belastung „p" durch Luftkräfte.

Abb. 2b
M_x-Fläche ($X_p = 0$).

Abb. 2c
M_x-Fläche ($X_p = -1$).

Wie einleitend bemerkt, sollen die Holmträgheitsmomente in bezug auf die z-Achse der Gleichung gehorchen:

$$J_{(x)} = m + n \cdot x^2,$$

wobei der Abstand x vom jeweiligen Stielanschluß nach der Symmetrieachse der betreffenden Flugzeugwand gerichtet ist (vgl. Abb. 2).

Die Festwerte m und n werden ermittelt aus der Gleichung für den Trägheitsmomentenverlauf eines beliebigen Holmes, beispielsweise des Holmes *1*. Der Festwert m ist dann gleichbedeutend mit dem Trägheitsmoment von Holm *1* am Stielanschluß, n wird aufgefunden aus der Bedingung für das Wurzelträgheitsmoment

$$J_1^{(a)} = m + n \cdot a^2.$$

Die Verschiedenheit der Holmträgheitsmomente untereinander wird berücksichtigt durch die Beziehungen:

$$\mu_2 = \frac{J_1}{J_2} \text{ und } \mu_3 = \frac{J_1}{J_3 + J_4},$$

so daß man schreiben kann:

$$J_2^{(x)} = \frac{m + n \cdot x^2}{\mu_2}$$

und

$$J_u^{(x)} = J_3^{(x)} + J_4^{(x)} = \frac{m + n \cdot x^2}{\mu_3}.$$

Die Größe der μ-Werte ist von wesentlichem Einfluß auf die Rechnung; auf die Bestimmung dieser Verhältniszahlen wird in den Zahlenbeispielen näher eingegangen.

Läßt man nun zunächst die Strebe $\bar{Y}$ fortfallen, so geht das zweifach statisch unbestimmte System über in das einfach statisch unbestimmte; in letzterem ist eine Belastung des Holmes »*2*« ohne Einfluß auf andere Tragwerkteile; die Größe der Strebenkraft X ist allein abhängig von der Be-



lastung der vorderen Tragwerkwand und wird hierfür zunächst untersucht.

Es wirke auf Holm »1« die Belastung p_1, auf den ideellen Holm aus »3« und »4« die Flügelbelastung $p_u = p_3 + p_4$, positiv gerechnet mit Richtungssinn nach oben; diese Belastungen mögen die unbekannte Strebenkraft $\overline{X}_p$ mit einer senkrechten Teilkraft X_p hervorrufen (vgl. Abb. 2a). Mit deren Fortfall geht das System über in ein statisch bestimmtes, welches aus 2 Freiträgern besteht, auf die nach oben positiv gerechnete Biegemomente M_0, entsprechend Abb. 2b, einwirken. Führt man als nächsten Zustand die Wirkung von $\overline{X}_p$ so ein, daß $X_p = -1$ wird, so entsteht mit der M_x-Fläche das Momentenbild der Abb. 2c, und es kann zur Aufstellung der Beiwerte der Gleichung (1) geschritten werden:

$$X_{(p)} = \frac{\delta_{ox}^{(p)}}{\delta_{xx}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Da die veränderlichen Werte J nicht aus den Integralen herausgezogen werden können, werden die E-fachen δ-Werte aufgesucht. Es wird

$$E \cdot \delta_{ox}^{(p)} = \int_0^a \frac{p_1 (b + x)^2 \cdot x\, d\,x}{2(m + n\,x^2)} - \mu_3 \int_0^c \frac{p_u (d + x)^2 \cdot x\, d\,x}{2(m + n\,x^2)}$$

$$1 - \frac{\varrho_1}{\omega_1^2} = F_1;$$

$$1 - \frac{\varrho_2}{\omega_2^2} = F_2,$$

so kann $\delta_{o\,x}^{(p)}$ in der bequemeren Form geschrieben werden:

$$n \cdot E \cdot \delta_{o\,x}^{(p)} = \frac{p_1}{4} (b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1) -$$

$$- \mu_3 \frac{p_u}{4} (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2) \quad (2)$$

In ähnlicher Weise findet man

$$E \cdot \delta_{xx} = \int_0^a \frac{x^2\, d\,x}{m + n\,x^2} + \mu_3 \int_0^c \frac{x^2\, d\,x}{m + n\,x^2}$$

$$E \cdot \delta_{xx} = \left(\frac{a}{n} - \sqrt{\frac{m}{n^3}} \cdot \text{arctg} \sqrt{\frac{n\,a^2}{m}}\right) +$$

$$+ \mu_3 \left(\frac{c}{n} - \sqrt{\frac{m}{n^3}} \cdot \text{arctg} \sqrt{\frac{n\,c^2}{m}}\right)$$

$$n \cdot E \cdot \delta_{xx} = a\left(1 - \frac{1}{\omega_1} \cdot \text{arctg}\,\omega_1\right) + \mu_3 \cdot c \left(1 - \frac{1}{\omega_2} \cdot \text{arctg}\,\omega_2\right)$$

$$n \cdot E \cdot \delta_{xx} = a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2 \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Durch Division der Gleichungen (2) und (3) ergibt sich dann

$$X_{(p)} = \frac{1}{4} \cdot \frac{p_1 (b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1) - \mu_3 \cdot p_u (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2)}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

$$E \cdot \delta_{ox}^{(p)} = \frac{p_1}{2} \left(b^2 \cdot \int_0^a \frac{x\, d\,x}{m + n\,x^2} + 2\,b \int_0^a \frac{x^2\, d\,x}{m + n\,x^2} + \int_0^a \frac{x^3\, d\,x}{m + n\,x^2}\right) -$$

$$- \mu_3 \cdot \frac{p_u}{2} \left(d^2 \int_0^c \frac{x\, d\,x}{m + n\,x^2} + 2\,d \int_0^c \frac{x^2\, d\,x}{m + n\,x^2} + \int_0^c \frac{x^3\, d\,x}{m + n\,x^2}\right)$$

$$E \cdot \delta_{ox}^{(p)} = \frac{p_1}{2} \left[b^2 \left(\frac{1}{2n} \ln \frac{m + n\,a^2}{m}\right) + 2\,b \left(\frac{a}{n} - \sqrt{\frac{m}{n^3}} \cdot \text{arctg} \sqrt{\frac{n\,a^2}{m}}\right) + \right.$$

$$\left. + \left(\frac{a^2}{2n} - \frac{m}{2n^2} \cdot \ln \frac{m + n\,a^2}{m}\right)\right] -$$

$$- \mu_3 \frac{p_u}{2} \left[d^2 \left(\frac{1}{2n} \ln \frac{m + n\,c^2}{m}\right) + \right.$$

$$+ 2\,d \left(\frac{c}{n} - \sqrt{\frac{m}{n^3}} \cdot \text{arctg} \sqrt{\frac{n \cdot c^2}{m}}\right) +$$

$$\left. + \left(\frac{c^2}{2\,n} - \frac{m}{2\,n^2} \cdot \ln \frac{m + n\,c^2}{m}\right)\right].$$

Mit den Abkürzungen

$$\sqrt{\frac{n \cdot a^2}{m}} = \omega_1$$

und

$$\sqrt{\frac{n \cdot c^2}{m}} = \omega_2$$

ergibt sich nach kurzer Zwischenrechnung

$$n \cdot E \cdot \delta_{o\,x}^{(p)} = \frac{p_1}{4} \cdot \left[b^2 \cdot \ln(1 + \omega_1^2) + 4\,a\,b \left(1 - \frac{1}{\omega_1} \cdot \text{arctg}\,\omega_1\right) + \right.$$

$$\left. + a^2 \left(1 - \frac{1}{\omega_1^2} \cdot \ln \{1 + \omega_1^2\}\right)\right] -$$

$$- \mu_3 \frac{p_u}{4} \left[d^2 \cdot \ln(1 + \omega_2^2) + 4\,c\,d \left(1 - \frac{1}{\omega_2} \cdot \text{arctg}\,\omega_2\right) + \right.$$

$$\left. + c^2 \left(1 - \frac{1}{\omega_2^2} \cdot \ln \{1 + \omega_2^2\}\right)\right].$$

Setzt man

$$\ln(1 + \omega_1^2) = \varrho_1$$
$$\ln(1 + \omega_2^2) = \varrho_2$$
$$\text{arctg}\,\omega_1 = \eta_1$$
$$\text{arctg}\,\omega_2 = \eta_2$$

und die in der weiteren Rechnung auftretenden Ausdrücke

$$1 - \frac{\eta_1}{\omega_1} = E_1;$$

$$1 - \frac{\eta_2}{\omega_2} = E_2;$$

Wie nun eine Betrachtung von Abb. 4 lehrt, drückt sich der Einfluß der bisher fortgelassenen Strebe Y durch das Auftreten einer — vorläufig unbekannten — Einzellast am Stielanschluß der Holme aus.

Als nächster Belastungszustand wird darum betrachtet: Wirkung einer senkrechten Einzellast K am Stielanschluß des unteren Flügels (vgl. Abb. 3).

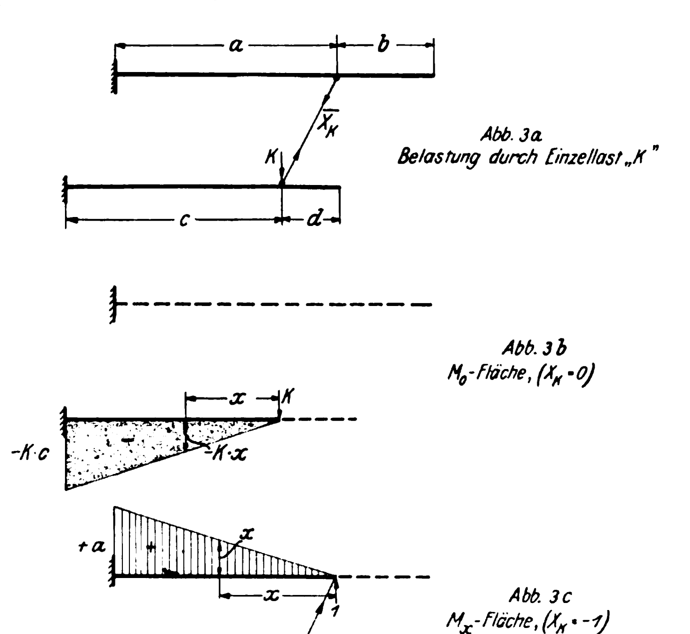
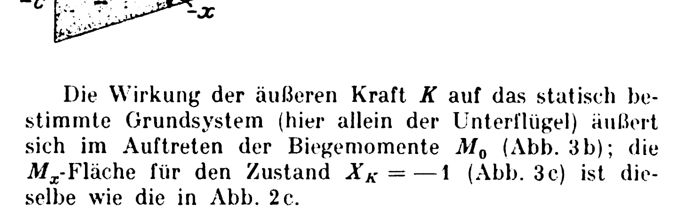


Abb. 3a
Belastung durch Einzellast „K"

Abb. 3b
M_0-Fläche, ($X_K = 0$)

Abb. 3c
M_x-Fläche, ($X_K = -1$)



Die Wirkung der äußeren Kraft K auf das statisch bestimmte Grundsystem (hier allein der Unterflügel) äußert sich im Auftreten der Biegemomente M_0 (Abb. 3b); die M_x-Fläche für den Zustand $X_K = -1$ (Abb. 3c) ist dieselbe wie die in Abb. 2c.

In Gleichung (5) für die Stielkraft X infolge Last K

$$X_{(K)} = \frac{\delta_{o\,x}^{(K)}}{\delta_{xx}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$



wird dann mit den früher eingeführten Abkürzungen:

$$E \cdot \delta_{ox}^{(K)} = \mu_3 \int_0^c \frac{K \cdot x^2 \, dx}{m + n\,x^2}$$

$$E \cdot \delta_{ox}^{(K)} = \mu_3 \cdot K \left(\frac{c}{n} - \sqrt{\frac{m}{n^3}} \cdot \operatorname{arctg} \sqrt{\frac{n \cdot c^2}{m}} \right)$$

$$n \cdot E \cdot \delta_{ox}^{(K)} = \mu_3 \cdot K \cdot c \cdot E_2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \quad (6)$$

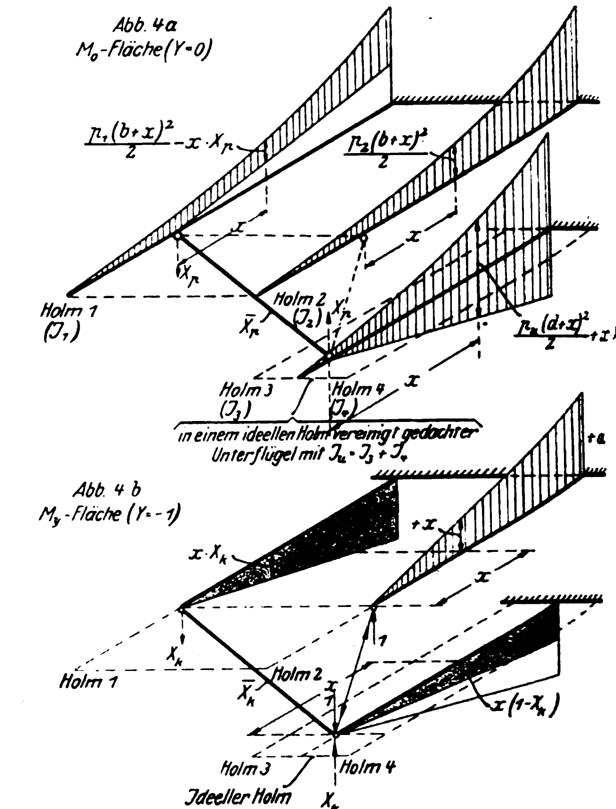
Ferner wie in Gleichung (3):

$$n \cdot E \cdot \delta_{xx} = a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2 \quad \ldots\ldots \quad (7)$$

Durch Division von (6) und (7) findet man

$$X_{(K)} = K \frac{\mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (8)$$

Mit Kenntnis der Gleichungen (4) und (8) sind wir nun unterrichtet über die statischen Verhältnisse der Tragwerkvorderwand für die in Frage kommenden Belastungsfälle.



§ 2. Untersuchung der Zelle als Ganzes. Auffinden der beiden unbekannten Stabkräfte unter Benutzung der Tragwerkvorderwand als statisch unbestimmtes Hauptsystem.

Jetzt wird die Zelle als Ganzes betrachtet und zur Bestimmung der voneinander abhängigen Stielkräfte $\bar{X}$ und $\bar{Y}$, bzw. deren senkrechten Teilkräften X und Y, infolge Belastung durch die Luftkräfte p geschritten. Dabei wird die in § 1 untersuchte Vorderwand als statisch unbestimmtes Hauptsystem eingeführt, so daß die Kraft Y gefunden werden kann aus der Beziehung

$$Y = \frac{\delta_{oy}}{\delta_{yy}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (9)$$

Die hier in Frage kommenden M_0-Werte sind dann aus den Momentenflächen im statisch unbestimmten Hauptsystem infolge Belastung p, die M_y-Werte aus den entsprechenden Momentenflächen infolge $Y = -1$ zu ermitteln (vgl. Abb. 4).

Unter Anwendung des »Reduktionssatzes« kann man schreiben

$$E \cdot \delta_{oy} = -\frac{p_1}{2} \cdot \int_0^a \frac{(b+x)^2 \cdot x \cdot X_K \cdot dx}{m + n\,x^2} +$$

$$+ \mu_2 \cdot \frac{p_2}{2} \int_0^a \frac{(b+x)^2 \cdot x \cdot dx}{m + n\,x^2} -$$

$$- \mu_3 \cdot \frac{p_u}{2} \int_0^c \frac{(d+x)^2 \cdot (1 - X_K) \cdot x \cdot dx}{m + n\,x^2}.$$

Die Integration dieser Ausdrücke geschieht auf die in § 1 durchgeführte Weise; es lassen sich die gleichen abkürzenden Bezeichnungen wie oben anwenden;

$$n \cdot E \cdot \delta_{oy} = \frac{1}{4} \left[(b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1)(\mu_2 \cdot p_2 - p_1 \cdot X_K) - \right.$$

$$\left. - (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2)(1 - X_K) \cdot \mu_3 \cdot p_u \right] \quad (10)$$

In ähnlicher Weise wird

$$E \cdot \delta_{yy} = \mu_2 \int_0^a \frac{x^2 \cdot dx}{m + n\,x^2} + \mu_3 \int_0^c \frac{x^2 (1 - X_K)\, dx}{m + n\,x^2}$$

$$n \cdot E \cdot \delta_{yy} = \mu_2 \cdot a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2 (1 - X_K) \quad \ldots \quad (11)$$

In (10) und (11) ist $X_{(K)}$ für die Einzellast

$$K = -Y = +1$$

aufzusuchen; demnach wird hier

$$X_{(K)} = \frac{\mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (12)$$

und

$$(1 - X_{(K)}) = \frac{a \cdot E_1}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (13)$$

Nach Einsetzen von (12) bzw. (13) in die Gleichungen (10) und (11) und Division der beiden letzteren erhält man

$$Y = \frac{1}{4} \cdot \frac{(b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1)\left(\mu_2 \cdot p_2 - p_1 \frac{\mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2}\right) - (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2) \cdot \mu_3 \cdot p_u \frac{a \cdot E_1}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2}}{\mu_2 \cdot a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2 \cdot \frac{a \cdot E_1}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2}}$$

Setzt man noch

$$A = \frac{b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1}{3 \cdot a \cdot E_1},$$

$$B = \frac{d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2}{3 \cdot c \cdot E_2},$$

$$C = \mu_2 \cdot a \cdot E_1,$$

$$D = \frac{a \cdot E_1 \cdot \mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2},$$

dann läßt sich Y in der einfachen Form schreiben:

$$Y = \frac{3}{4} \cdot \frac{A (p_2 \cdot C - p_1 \cdot D) - B \cdot p_u \cdot D}{C + D} \quad \ldots \quad (14)$$

Die Anwendung des Gesetzes

$$S = S_0 - S_a \cdot X_a - S_b \cdot X_b \ldots$$

auf den vorliegenden Fall liefert

$$X = X_{(p)} - X_{(K)} \cdot Y$$

und daher

$$X = \frac{1}{4} \frac{p_1 (b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1) - \mu_3 \cdot p_u (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2)}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} - \frac{\mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \cdot Y$$

oder mit den früheren Abkürzungen

$$X = \frac{3}{4} \cdot \frac{D}{a \cdot E_1} \left(p_1 \cdot A \cdot \frac{1}{\mu_3} \cdot \frac{a}{c} \cdot \frac{E_1}{E_2} - p_u \cdot B - \frac{4}{3} \cdot Y \right) \quad (15)$$

Mit den Gleichungen (14) und (15) sind für jeden beliebigen Belastungsfall die senkrechten Teilkräfte der Stielkräfte $\bar{X}$ und $\bar{Y}$ und damit diese selbst, gegeben; die Verfolgung der Stielwirkung auf das gesamte Tragwerk bereitet nun keine Schwierigkeiten.

Für den Fall des reinen Sturzfluges, in welchem der Auftrieb verschwindet, wird

$$p_1 = -p_2$$
$$p_3 = -p_4$$
$$p_u = 0,$$

das heißt, die Gleichung (14) geht über in

$$Y = \frac{3}{4} A \cdot p_2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (16)$$

und Gleichung (15) in

$$X = -\frac{3}{4} A \cdot p_2 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (17)$$

Die Stielkräfte werden also unabhängig von den Festwerten C und D bzw. den Werten μ, welche das Steifigkeitsverhältnis der Holme untereinander kennzeichnen. Diese anfänglich merkwürdig erscheinende Tatsache (die in ähnlicher Form in einer früheren Untersuchung des Verfassers im 52. DVL-Bericht, Gleichung 26, zutage trat) findet darin ihre Erklärung, daß im Fall des Sturzfluges keine eigentliche Biegung des Tragwerks, sondern nur Verdrehung eintritt; die elastische Tragwerkachse erleidet gegenüber der Nullage keine Durchbiegungen; die Biegung der Holme infolge Verdrehung ist nur ein Zeichen der sog. »Biegungsverdrehung«, um einen von H. Reißner geprägten Ausdruck zu gebrauchen.

Aus den allgemeinen Formeln für parabelförmigen Abfall der Holmträgheitsmomente läßt sich der Sonderfall unveränderlicher Holmträgheitsmomente dadurch herleiten, daß man in dem Ausdruck

$$J = m + n \cdot a^2$$

den Faktor n nach Null gehen läßt. Um zu einem Ergebnis zu kommen, genügt es nicht, den Grenzübergang

$$n \to 0$$

der Reihe nach in den einzelnen Festwerten A, B, C usw. eintreten zu lassen, sondern man muß in die Endformeln [Gleichungen (14) und (15)] hineingehen. Man entwickelt demnach die Ausdrücke

$$\frac{3}{4} \cdot p_2 \frac{A \cdot C}{C + D},$$
$$\frac{3}{4} \cdot p_1 \frac{A \cdot D}{C + D} \text{ usw.}$$

unter Einsetzung der eingeführten Abkürzungen bis zum Auftreten der Werte

$$\ln\left(1 + \frac{n \cdot a^2}{m}\right)$$

und

$$\operatorname{arctg} \sqrt{\frac{n \cdot a^2}{m}}$$

bzw.

$$\ln\left(1 + \frac{n \cdot c^2}{m}\right)$$

und

$$\operatorname{arctg} \sqrt{\frac{n \cdot c^2}{m}}$$

und ersetzt diese durch die entsprechenden Reihen (vgl. ZFM v. 1925, Heft 20, S. 428). Nach Kürzungen sind die ersten Glieder der Reihen frei von n, so daß dann für

$$n \to 0$$

endliche Ausdrücke für

$$\frac{A \cdot C}{C + D}, \quad \frac{A \cdot D}{C + D} \text{ usw.}$$

gefunden werden.

Das Ergebnis dieser Rechnung kann dann so gedeutet werden, daß man ersetzt

E_1 durch a^2,
E_2 durch c^2.

Die Festwerte A, B usw. für parabolischen Abfall der Holmträgheitsmomente gehen dann über in

$$A = \frac{b^2}{a} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{a}{b} + \frac{1}{2} \cdot \frac{a^2}{b^2}\right)$$
$$B = \frac{d^2}{c} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{c}{d} + \frac{1}{2} \cdot \frac{c^2}{d^2}\right)$$
$$C = \mu_2 \cdot a^3$$
$$D = \frac{a^3 \cdot \mu_3 \cdot c^3}{a^3 + \mu_3 \cdot c^3}.$$

Mit Einführung dieser Werte in die Gleichungen (14) bis (17) dürfte der Sonderfall der Holme mit unveränderlichen Trägheitsmomenten auch genügend behandelt sein.

II. Abschnitt.

Der N-förmige Verbundstiel.

Aus den Überlegungen im I. Abschnitt folgert die sinngemäße Entwicklung des N-förmigen Verbundstieles aus dem V-förmigen durch Hinzufügen eines dritten Stabes X_2 (vgl. Abb. 5), der die Hinterholme beider Tragflügel unmittelbar miteinander verbindet.

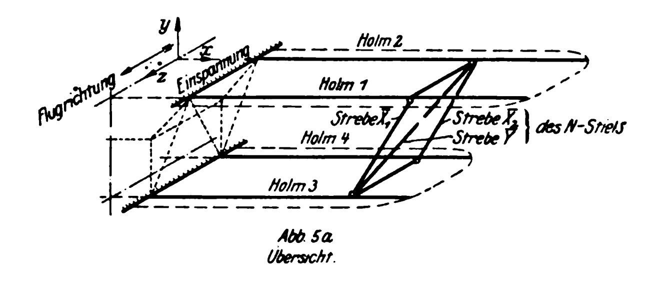


Abb. 5a Übersicht.

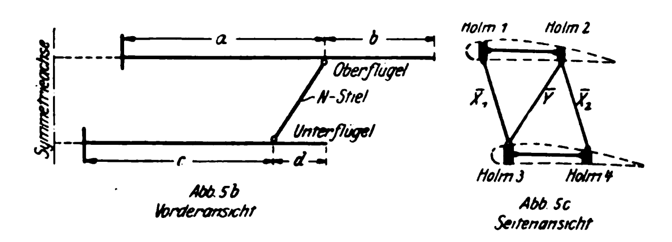


Abb. 5b Vorderansicht

Abb. 5c Seitenansicht

Wie bisher beim oberen Flügel wird jetzt auch für den unteren angenommen, daß keinerlei biegungs- oder verdrehungssteife Verbindungen zwischen den Holmen eines Flügels bestehen. Der Aufbau des Systems (Abb. 5) ist grundsätzlich derselbe wie für den V-Stiel; nur sind jetzt 2 Systemwände zu unterscheiden; die Vorderwand, bestehend aus den Holmen 1 und 3 mit dem sie verbindenden Stielstab X_1, und die entsprechend aufgebaute Hinterwand mit den Holmen 2 und 4 und Stielstab X_2; die Verbindung beider Wände geschieht durch den Diagonalstab Y zwischen den Holmen 2 und 3.

§ 3. Untersuchung von vorderer und hinterer Tragwerkwand als einfach statisch unbestimmte Hauptsysteme für gleichmäßige Holmbelastungen p bzw. Einzellast K.

Die Bezeichnungen sind dieselben wie in § 1; die Holmträgheitsmomente in bezug auf die z-Achse gehorchen wieder der Gleichung:

$$J_{(x)} = m + n \cdot x^2.$$

Für die Bestimmung der Werte x, m und n gelten ebenfalls die Festsetzungen in § 1.

In entsprechender Weise, wie früher, wird die Verschiedenheit der Holmträgheitsmomente untereinander berücksichtigt durch die Beziehungen

$$\mu_2 = \frac{J_1}{J_2},$$

$$\mu_3 = \frac{J_1}{J_3},$$

$$\mu_4 = \frac{J_1}{J_4}$$

und

$$J_1^{(x)} = m + n \cdot x^2,$$

$$J_1^{(a)} = m + n \cdot a^2,$$

$$J_2^{(x)} = \frac{m + n \cdot x^2}{\mu_2},$$

$$J_3^{(x)} = \frac{m + n \cdot x^2}{\mu_3},$$

$$J_4^{(x)} = \frac{m + n \cdot x^2}{\mu_4}.$$

Zunächst kommt der Stab $\overline{Y}$ wieder in Fortfall, so daß das 3fach statisch unbestimmte System zerfällt in 2 einfach statisch unbestimmte Grundsysteme, der Vorder- und Hinterwand der Zelle. In diesen sind die Stabkräfte $\overline{X}_1$ und $\overline{X}_2$ wieder nur abhängig von den jeweiligen Belastungen »p« der Einzelwände. Die Bestimmung ihrer senkrechten Teilkräfte $X_{1(p)}$ und $X_{2(p)}$ ergibt sich aus den Gleichungen

$$X_{1(p)} = \frac{\delta_{01}^{(p)}}{\delta_{11}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (18a)$$

und

$$X_{2(p)} = \frac{\delta_{02}^{(p)}}{\delta_{22}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (19a)$$

Die Ermittlung der δ-Werte geschieht mit Hilfe der Belastungs- und Momentenbilder in der Abb. 6, und geht ganz entsprechend der Untersuchung in § 1 vor sich; die eingeführten Bezeichnungen bzw. Abkürzungen sind genau die gleichen, so daß wir uns hier die Zwischenrechnungen sparen können.

Das Ergebnis ist:

$$X_{1(p)} = \frac{1}{4} \cdot \frac{p_1\,(b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1) - \mu_3 \cdot p_3 \cdot (d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2)}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (18)$$

und

$$X_{2(p)} = \frac{1}{4} \cdot \frac{\mu_2 \cdot p_2 \cdot (b^2 \cdot \varrho_1 + 4 \cdot a \cdot b \cdot E_1 + a^2 \cdot F_1) - \mu_4 \cdot p_4\,(d^2 \cdot \varrho_2 + 4 \cdot c \cdot d \cdot E_2 + c^2 \cdot F_2)}{\mu_2 \cdot a \cdot E_1 + \mu_4 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (19)$$

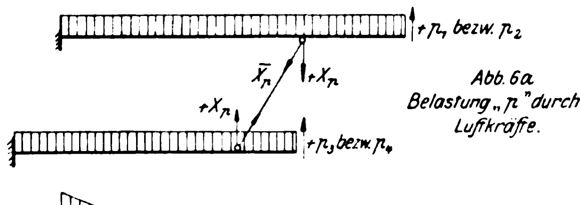


Abb. 6a
Belastung „p" durch Luftkräfte.

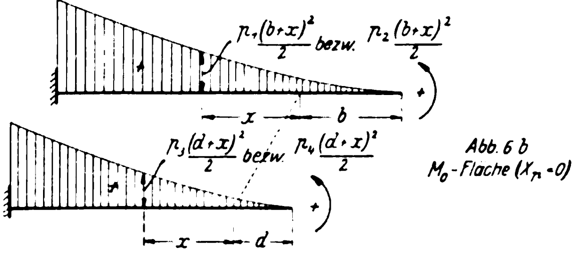


Abb. 6b
M_0-Fläche ($X_p = 0$)

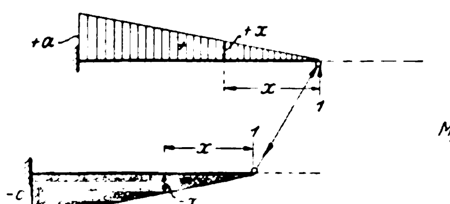


Abb. 6c
M_x-Fläche ($X_p = -1$)

Der nächste zu untersuchende Belastungszustand ist: Wirkung einer senkrechten Einzellast K am Stielanschluß des Holmes 2 bzw. 3; auch hierfür gelten Überlegungen, die denen des § 1 entsprechen; die Belastungs- und Mo-

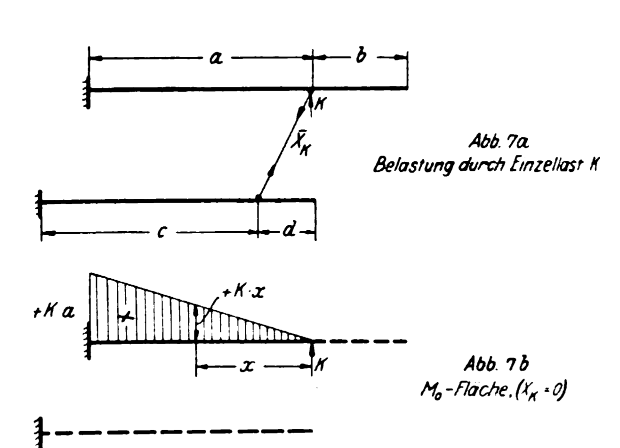


Abb. 7a
Belastung durch Einzellast K

Abb. 7b
M_0-Fläche. ($X_K = 0$)

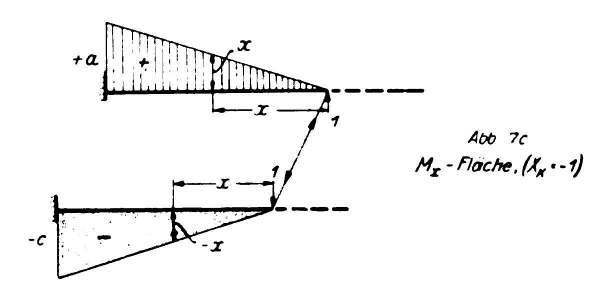


Abb. 7c
M_x-Fläche. ($X_K = -1$)

mentenbilder für den Angriff der Kraft K an Holm 3 sind dieselben wie in Abb. 3, so daß in Abb. 7 nur die Wirkung von K an Holm 2 darzustellen ist. Damit sind die δ-Werte in den Gleichungen

$$X_{1(K)} = \frac{\delta_{01}^{(K)}}{\delta_{11}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (20a)$$

und

$$X_{2(K)} = \frac{\delta_{02}^{(K)}}{\delta_{22}} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (21a)$$

wiederum bestimmt, so daß man findet

$$X_{1(K)} = K \cdot \frac{\mu_3 \cdot c \cdot E_2}{a \cdot E_1 + \mu_3 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (20)$$

und

$$X_{2(K)} = K \cdot \frac{\mu_2 \cdot a \cdot E_1}{\mu_2 \cdot a \cdot E_1 + \mu_4 \cdot c \cdot E_2} \quad \ldots\ldots \quad (21)$$

Die Gleichungen (18) bis (21) ermöglichen nunmehr die Untersuchung der statischen Verhältnisse im tatsächlich vorhandenen, dreifach statisch unbestimmten System.

§ 4. **Untersuchung der Zelle als Ganzes. Auffinden der 3 unbekannten Stabkräfte unter Benutzung der Vorder- und Hinterwand des Tragwerkes als statisch unbestimmte Hauptsysteme.**

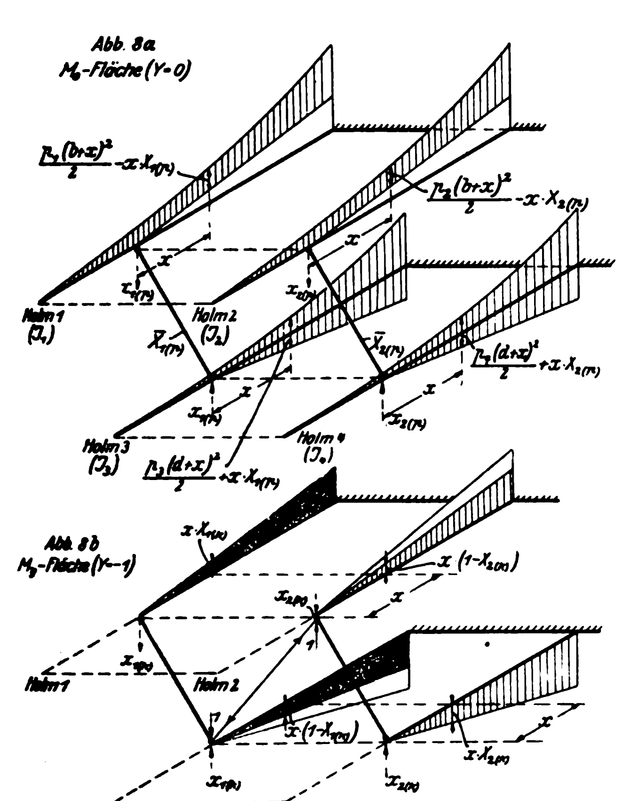
Durch Einführen des die Holme 2 und 3 verbindenden Stabes Y werden die beiden einfach statisch unbestimmten Systeme, Vorder- und Hinterwand, miteinander verbunden. Die δ-Werte der Gleichung für die senkrechte Teilkraft der Stabkraft $\overline{Y}$,

$$Y = \frac{\delta_{0y}}{\delta_{yy}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \quad (22)$$

beziehen sich daher auf ein 2-fach statisch unbestimmtes Hauptsystem, für welches jedoch die Kräfte- und Momentenbilder der in Frage kommenden Lastzustände ohne weiteres aufgezeichnet werden können (Abb. 8).

Wendet man wieder den Reduktionssatz an, so erhält man:

$$E\cdot\delta_{oy} = -\frac{p_1}{2}\cdot\int_0^a\frac{(b+x)^2\cdot X_{1(K)}\cdot x\cdot dx}{m+n\cdot x^2} + \\ +\mu_2\cdot\frac{p_2}{2}\cdot\int_0^a\frac{(b+x)^2\cdot(1-X_{2(K)})\cdot x\cdot dx}{m+n\cdot x^2} - \\ -\mu_3\cdot\frac{p_3}{2}\cdot\int_0^c\frac{(d+x)^2\cdot(1-X_{1(K)})\cdot x\cdot dx}{m+n\cdot x^2} + \\ +\mu_4\cdot\frac{p_4}{2}\cdot\int_0^c\frac{(d+x)^2\cdot X_{2(K)}\cdot x\cdot dx}{m+n\cdot x^2}.$$



Die Integration ergibt:

$$n\cdot E\cdot\delta_{oy} = \frac{1}{4}\cdot\Big[\Big(b^2\cdot\varrho_1+4\cdot a\cdot b\cdot E_1+ \\ +a^2\cdot F_1\Big)\Big(\mu_2\cdot p_2\cdot\{1-X_{2(K)}\}-p_1\cdot X_{1(K)}\Big)+ \\ +\Big(d^2\cdot\varrho_2+4\cdot c\cdot d\cdot E_2+c^2\cdot F_2\Big)\Big(\mu_4\cdot p_1\cdot X_{2(K)}- \\ -\mu_3\cdot p_3\{1-X_{1(K)}\}\Big)\Big] \quad (23)$$

Ferner wird

$$E\cdot\delta_{yy} = \mu_2\cdot\int_0^a\frac{x^2\cdot(1-X_{2(K)})\cdot dx}{m+n\cdot x^2} + \\ +\mu_3\cdot\int_0^c\frac{x^2\cdot(1-X_{1(K)})\cdot dx}{m+n\cdot x^2}$$

oder

$$n\cdot E\cdot\delta_{yy} = \mu_2\cdot a\cdot E_1\cdot(1-X_{2(K)})+\mu_3\cdot c\cdot E_2\cdot(1-X_{1(K)}) \quad (24)$$

Nun ist hier wieder

$$K = -Y = +1.$$

d. h.

$$X_{1(K)} = \frac{\mu_3\cdot c\cdot E_2}{a\cdot E_1+\mu_3\cdot c\cdot E_2} \quad (25)$$

$$X_{2(K)} = \frac{\mu_2\cdot a\cdot E_1}{\mu_2\cdot a\cdot E_1+\mu_4\cdot c\cdot E_2} \quad (26)$$

und weiter

$$1-X_{1(K)} = \frac{a\cdot E_1}{a\cdot E_1+\mu_3\cdot c\cdot E_2} \quad (27)$$

$$1-X_{2(K)} = \frac{\mu_4\cdot c\cdot E_2}{\mu_2\cdot a\cdot E_1+\mu_4\cdot c\cdot E_2} \quad (28)$$

Werden die Gleichungen (25) bis (28) eingesetzt in (23) und (24), und dann (23) dividiert durch (24), so erhält man

$$Y = \frac{1}{4}\cdot\frac{(b^2\cdot\varrho_1+4\cdot a\cdot b\cdot E_1+a^2\cdot F_1)\left(\mu_2\cdot p_2\cdot\frac{\mu_4\cdot c\cdot E_2}{\mu_2\cdot a\cdot E_1+\mu_4\cdot c\cdot E_2}-p_1\cdot\frac{\mu_3\cdot c\cdot E_2}{a\cdot E_1+\mu_3\cdot c\cdot E_2}\right)}{N} + \\ +\frac{1}{4}\cdot\frac{(d^2\cdot\varrho_2+4\cdot c\cdot d\cdot E_2+c^2\cdot F_2)\left(\mu_4\cdot p_4\cdot\frac{\mu_2\cdot a\cdot E_1}{\mu_2\cdot a\cdot E_1+\mu_4\cdot c\cdot E_2}-\mu_3\cdot p_3\cdot\frac{a\cdot E_1}{a\cdot E_1+\mu_3\cdot c\cdot E_2}\right)}{N} \quad (29)$$

Hierin ist der Nenner

$$N = \frac{\mu_2\cdot a\cdot E_1\cdot\mu_4\cdot c\cdot E_2}{\mu_2\cdot a\cdot E_1+\mu_4\cdot c\cdot E_2}+\frac{a\cdot E_1\cdot\mu_3\cdot c\cdot E_2}{a\cdot E_1+\mu_3\cdot c\cdot E_2} \quad (29a)$$

oder abkürzend

$$N = C + D.$$

Während hier der Festwert C der Gleichung (29a) bzw. (29) entsprechend dem neuen Systemaufbau etwas andres lautet als die Ausdrücke für C in § 2, sind die Abkürzungen für A, B und D in § 2 hier ohne weiteres wieder anwendbar; d. h., man kann die bequeme Schreibweise einführen

$$Y = \frac{3}{4}\,\frac{A\cdot(p_2\cdot C-p_1\cdot D)+B\cdot(p_4\cdot C-p_3\cdot D)}{C+D} \quad (30)$$

Berücksichtigt man wieder das Grundgesetz

$$S = S_0 - S_a\cdot X_a - S_b\cdot X_b\cdots,$$

so ergibt sich

$$X_1 = \frac{3}{4}\cdot\frac{D}{a\cdot E_1}\cdot\left(p_1\cdot A\cdot\frac{1}{\mu_3}\cdot\frac{a}{c}\cdot\frac{E_1}{E_2}-p_3\cdot B-\frac{4}{3}\cdot Y\right) \quad (31)$$

und

$$X_2 = \frac{3}{4}\cdot\frac{C}{\mu_4\cdot c\cdot E_2}\cdot\left(p_2\cdot A-p_4\cdot B\cdot\frac{\mu_4}{\mu_2}\cdot\frac{c}{a}\cdot\frac{E_2}{E_1}-\frac{4}{3}\cdot Y\right) \quad (32)$$

Die Gleichungen (30), (31) und (32) gestatten die schnelle Angabe der senkrechten Teilkraft der Stielkräfte X_1, X_2 und Y, und damit diese selbst, für jeden beliebigen Belastungsfall.

Im Fall des reinen Sturzfluges kann man die Formeln noch einfacher schreiben; es ist wieder

$$p_1 = -p_2,$$
$$p_3 = -p_4,$$

d. h., Gleichung (30) geht über in

$$Y = \frac{3}{4}\cdot(p_2\cdot A+p_4\cdot B) \quad (33)$$

Gleichung (31) in

$$X_1 = -\frac{3}{4}\cdot p_2\cdot A \quad (34)$$

und Gleichung (32) in

$$X_2 = -\frac{3}{4}\cdot p_4\cdot B \quad (35)$$

Damit ist auch wieder die hier geltende Bedingung erfüllt:

$$X_1 + X_2 + Y = O.$$

Auch hier lassen sich aus den Formeln für die N-Stielkräfte bei parabelförmigem Abfall der Holmträgheitsmomente die entsprechenden bei Vorhandensein unveränderlicher Holmträgheitsmomente mit den in § 2 durchgeführten Überlegungen ableiten. Mit dem Übergang von

$$E_1 \text{ in } a^2,$$
$$E_2 \text{ in } c^2$$

ergeben sich die neuen Festwerte für die Gleichungen (30), (31) und (32):

$$A = \frac{b^2}{a} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{a}{b} + \frac{1}{2} \cdot \frac{a^2}{b^2}\right)$$

$$B = \frac{d^2}{c} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{c}{d} + \frac{1}{2} \cdot \frac{c^2}{d^2}\right)$$

$$C = \frac{\mu_2 \cdot a^3 \cdot \mu_4 c^3}{\mu_2 \cdot a^3 + \mu_4 \cdot c^3}$$

$$D = \frac{a^3 \cdot \mu_3 \cdot c^3}{a^3 + \mu_3 \cdot c^3}.$$

III. Abschnitt.

§ 5. **Zahlenbeispiele.**

Beispiele zu Abschnitt I: V-förmiger Verbundstiel.

Die Abmessungen des gewählten Tragwerks seien nach Abb. 1:

$$a = 3{,}00 \text{ m}$$
$$b = 1{,}75 \text{ »}$$
$$c = 3{,}00 \text{ »}$$
$$d = 0{,}90 \text{ ».}$$

Ferner seien die laufenden Holmbelastungen in senkrechter Richtung für den A-Fall:

$$p_1 = 300 \text{ kg/m}$$
$$p_2 = 150 \text{ »}$$
$$p_3 = 160 \text{ »}$$
$$p_4 = 80 \text{ »}$$
$$(p_u = 240 \text{ »}).$$

Für den C-Fall:

$$p_1 = -230 \text{ kg/m}$$
$$p_2 = +230 \text{ »}$$
$$p_3 = -300 \text{ »}$$
$$p_4 = +300 \text{ ».}$$

1. Das Tragwerk besitze vier gleiche Holme mit unveränderlichen Trägheitsmomenten, d. h.,

$$\mu_2 = 1$$
$$\mu_3 = 0{,}5.$$

Dann wird

$$A = \frac{b^2}{a} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{a}{b} + \frac{1}{2} \cdot \frac{a^2}{b^2}\right) = 4{,}855$$

$$B = \frac{d^2}{c} \cdot \left(1 + \frac{4}{3} \cdot \frac{c}{d} + \frac{1}{2} \cdot \frac{c^2}{d^2}\right) = 2{,}97$$

$$C = \mu_2 \cdot a^3 = 27$$

$$D = \frac{a^3 \cdot \mu_3 \cdot c^3}{a^3 + \mu_3 \cdot c^3} = 9{,}0.$$

Für den A-Fall wird nach Gleichung (14) die senkrechte Teilkraft

$$\underline{Y = +2{,}7 \text{ kg}}$$

bzw. nach Gleichung (15) die senkrechte Teilkraft

$$\underline{X = +549 \text{ kg.}}$$

Für den C-Fall aus Gleichung (16) bzw. (17)

$$\underline{Y = -X = +838 \text{ kg.}}$$

2. Die Tragwerk-Holme haben unveränderliche Trägheitsmomente, seien jedoch untereinander verschieden entsprechend den Beziehungen:

$$\mu_2 = 1{,}3$$
$$\mu_3 = 0{,}75.$$

Dann bleibt

$$A = 4{,}855$$
$$B = 2{,}97.$$

Es wird

$$C = 35{,}1$$
$$D = 11{,}58.$$

Für den A-Fall wird die senkrechte Teilkraft

$$\underline{Y = +7{,}24 \text{ kg,}}$$

die senkrechte Teilkraft

$$\underline{X = +391{,}0 \text{ kg.}}$$

Für den C-Fall wird wie in Beispiel 1:

$$\underline{Y = -X + 838 \text{ kg.}}$$

3. Es mögen untereinander gleiche Holme mit veränderlichen Trägheitsmomenten vorliegen:

Wie in Beispiel (1.) sei

$$\mu_2 = 1{,}0$$
$$\mu_3 = 0{,}5.$$

Es sei das Verhältnis der Trägheitsmomente zwischen Wurzel und Stielanschluß für alle Holme

$$\omega_1^2 = \frac{n \cdot a^2}{m} = \omega_2^2 = \frac{n \cdot c^2}{m} = 9$$

$$\omega_1 = 3 = \omega_2.$$

Dann wird

$$\varrho_1 = \varrho_2 = \ln(1 + \omega^2) = 2{,}303$$

$$\eta_1 = \eta_2 = \operatorname{arctg} \omega = 1{,}249$$

$$E_1 = E_2 = 1 - \frac{\eta}{\omega} = 0{,}584$$

$$F_1 = F_2 = 1 - \frac{\varrho}{\omega^2} = 0{,}744.$$

und damit

$$A = 4{,}79$$
$$B = 2{,}83$$
$$C = 1{,}752$$
$$D = 0{,}584.$$

Die senkrechten Teilkräfte der Stielkräfte im A-Fall

$$\underline{Y = +7{,}4 \text{ kg}}$$

$$\underline{X = +546{,}2 \text{ kg.}}$$

Im C-Fall entsprechend wie vor

$$\underline{Y = -X = +827 \text{ kg}}$$

(vgl. Beispiel 1!).

4. Die Holme haben veränderliche Trägheitsmomente wie unter (3) und seien untereinander verschieden entsprechend den Beziehungen in Beispiel (2):

$$\mu_2 = 1{,}3$$
$$\mu_3 = 0{,}75.$$

Es bleibt

$$A = 4{,}79$$
$$B = 2{,}83.$$

Es wird

$$C = 2{,}28$$
$$D = 0{,}75.$$

Hieraus im A-Fall

$$\underline{Y = +12{,}9 \text{ kg}}$$

$$\underline{X = +392 \text{ kg,}}$$

im C-Fall wie in (3)

$$\underline{Y = -X = +827 \text{ kg.}}$$

(vgl. Beispiel 2!).

Beispiele zu Abschnitt II: N-förmiger Verbundstiel.

Die Abmessungen dieses Tragwerks seien nach Abb. 5:

$$a = 3{,}00 \text{ m}$$
$$b = 1{,}75 \text{ m}$$
$$c = 3{,}75 \text{ m}$$
$$d = 1{,}25 \text{ m}.$$

Die laufenden Holmbelastungen im A- und C-Fall seien die gleichen wie in den Beispielen zu Abschnitt I.

1. Das Tragwerk besitze 4 gleiche Holme mit unveränderlichen Trägheitsmomenten, d. h.,

$$\mu_2 = \mu_3 = \mu_4 = 1{,}0.$$

Dann wird

$$A = 4{,}85$$
$$B = 3{,}96$$
$$C = D = 17{,}88.$$

Gleichung (30) lautet für den A-Fall hier:

$$Y = \frac{3\,[A\,(p_2 - p_1) + B\,(p_4 - p_3)]}{8}$$

$$\underline{Y = -391 \text{ kg}.}$$

Gleichung (31) lautet:

$$X_1 = \frac{3}{4} \cdot \frac{C_3}{a} \left(p_1 \cdot A \cdot \frac{a^3}{c^3} - p_3 \cdot B - \frac{4}{3} \cdot Y\right)$$

$$\underline{X_1 = +315 \text{ kg}.}$$

Aus Gleichung (32) entsprechend

$$\underline{X_2 = +160 \text{ kg}.}$$

Für die Belastung des C-Falles wird

$$\underline{Y = +1728 \text{ kg},}$$
$$\underline{X_1 = -836 \text{ kg}}$$

und

$$\underline{X_2 = -892 \text{ kg}.}$$

2. Die Tragwerk-Holme haben unveränderliche Trägheitsmomente, seien jedoch untereinander verschieden entsprechend den Beziehungen

$$\mu_2 = 1{,}3$$
$$\mu_3 = 1{,}5$$
$$\mu_4 = 1{,}5.$$

Dann beibt

$$A = 4{,}85$$
$$B = 3{,}96.$$

Es wird

$$C = 24{,}3$$
$$D = 20{,}1.$$

Damit im A-Fall

$$\underline{Y = -281{,}0 \text{ kg},}$$
$$\underline{X_1 = +133{,}0 \text{ kg}}$$

und

$$\underline{X_2 = +89{,}0 \text{ kg}.}$$

Für den C-Fall ergeben sich die gleichen Werte wie in Beispiel 1., also

$$\underline{Y = +1728 \text{ kg},}$$
$$\underline{X_1 = -836 \text{ kg}}$$

und

$$\underline{X_2 = -892 \text{ kg}.}$$

3. Es mögen untereinander gleiche Holme mit veränderlichen Trägheitsmomenten vorliegen.

Wie in Beispiel (1.) sei

$$\mu_2 = \mu_3 = \mu_4 = 1{,}0.$$

Das Verhältnis der Trägheitsmomente zwischen Wurzel und Stielanschluß sei hier recht hoch angenommen (stark abnehmende Biegesteifigkeit):

$$\omega_1^2 = \frac{n \cdot a^2}{m} \doteq 16$$
$$\omega_1 = 4$$
$$\omega_2^2 = \frac{n \cdot c^2}{m} = 25$$
$$\omega_2 = 5.$$

Dann wird

$$\varrho_1 = 2{,}833$$
$$\varrho_2 = 3{,}258$$
$$\eta_1 = 1{,}326$$
$$\eta_2 = 1{,}373$$
$$E_1 = 0{,}668$$
$$E_2 = 0{,}725$$
$$F_1 = 0{,}823$$
$$F_2 = 0{,}870.$$

Damit ergeben sich

$$A = 5{,}01$$
$$B = 3{,}79$$
$$C = D = 1{,}153.$$

Die Ergebnisse für den A-Fall:

$$\underline{Y = -396 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_1 = +444 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_2 = +277 \text{ kg},}$$

für den C-Fall

$$\underline{Y = +1717 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_1 = -864 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_2 = -853 \text{ kg}.}$$

4. Die Holme haben veränderliche Trägheitsmomente entspr. (3) und seien untereinander verschieden entsprechend den Beziehungen in Beispiel (2.):

$$\mu_2 = 1{,}3$$
$$\mu_3 = 1{,}5$$
$$\mu_4 = 1{,}5.$$

Ferner

$$\omega_1 = 4{,}0$$
$$\omega_2 = 5{,}0.$$

Die Werte A und B sowie die maßgebenden Größen dieser Festwerte bleiben die gleichen wie im Beispiel (3.); es ändern sich C und D, und zwar wird

$$C = 1{,}59$$
$$D = 1{,}34.$$

Für den A-Fall ergibt sich demnach

$$\underline{Y = -294 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_1 = +263 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_2 = +196 \text{ kg}.}$$

Entsprechend für den C-Fall (wie im Beispiel 3.)

$$\underline{Y = +1717 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_1 = -864 \text{ kg}}$$
$$\underline{X_2 = -853 \text{ kg}.}$$

Die bisher untersuchten Beispiele sollten neben der praktischen Vorführung der Einfachheit der Rechnung vor allem durch Veränderung der möglichen Annahmen eine Abschätzung der dadurch bedingten Einzeleinflüsse ermöglichen. Wie eingangs des Aufsatzes schon gesagt wurde, zeigt sich dabei, daß vor allem als maßgebend auf die Größe der Stielkräfte anzusehen ist das Verhältnis der Holmträgheitsmomente untereinander, weniger dagegen (bis zu gewissen Grenzen) der Abfall der Holmträgheitsmomente von der Wurzel zu den Enden hin; bei den Beispielen zu Abschnitt I war der durch letzteren Einfluß bedingte Unterschied in den Stabkräften verschwindend klein, um erst bei dem starken Abfall der Holmträgheitsmomente, wie er in den Beispielen für Abschnitt II gewählt wurde, größer zu werden.

Während in den oben stehenden Beispielen nach der Ermittlung der jeweils auftretenden senkrechten Teilkräfte der Stabkräfte keine weitere Untersuchung der tatsächlichen Stabkräfte, der Holmbe- bzw. -entlastungen usw. vorgenommen wurde, soll im letzten Beispiel die ganze Durchrechnung des Tragwerks eines freitragenden Doppeldeckers mit N-förmigem Verbundstiel für die Flugfälle A, B und C bis zur Ermittlung der wirklichen Stiel- und Holmkräfte bzw. resultierenden Holmbiegemomente durchgeführt werden.



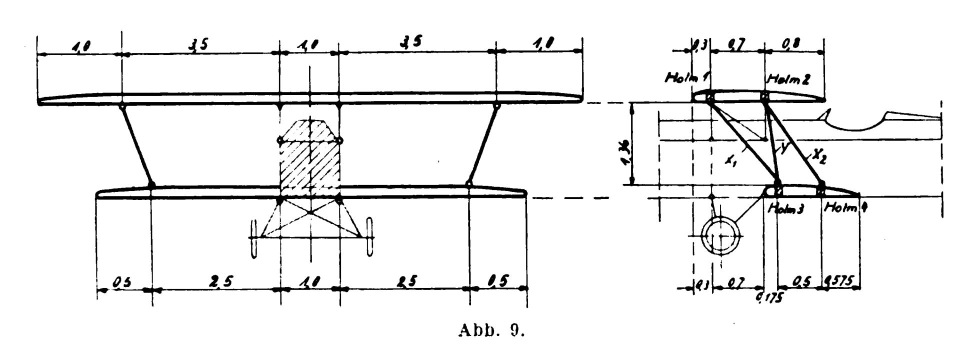


Abb. 9.

Ein erster Voranschlag möge für das gewählte Flugzeug folgende Hauptwerte ergeben haben (vgl. auch Abb. 9):

Fluggewicht	1300 kg
Flügelgewicht	250 kg
Rechnungsgewicht	1050 kg
Obere Tragfläche	18,0 m²
Untere Tragfläche	7,5 m²
Gesamte Tragfläche	25,5 m²

Die Holmlängen sind:

$$a = 3{,}5 \text{ m}$$
$$b = 1{,}0 \text{ »}$$
$$c = 2{,}5 \text{ »}$$
$$d = 0{,}5 \text{ »}$$

Die senkrechten Holmbelastungen in kg für den lfd. m seien in den einzelnen Flugfällen für die Holme 1 bis 4 aus der Zahlentafel zu entnehmen:

Fall	p_1	p_2	p_3	p_4
A	+ 520	+ 390	+ 345	+ 300
B	— 165	+ 740	— 130	+ 540
C	— 600	+ 600	— 250	+ 250

Es werden Stahlholme verwendet. Nun ist man zunächst in der Lage, für das statisch bestimmte System (ohne Verbundstiel) die Biegungsmomente für alle Belastungsfälle anzugeben; unter überschläglicher Berücksichtigung aller Einflüsse, welche in Wirklichkeit einen Ausgleich der Belastungen hervorrufen (Verbundstielwirkung, Verbundwirkung im Flügel selbst lassen sich mit einiger Übung annähernd übersehen) werden dann die ungefähren Entlastungen der einzelnen Holme bzw. die nach Eintreten der Entlastungen verbleibenden Holmbiegemomente geschätzt, und die Holme dann für diese letzteren vorläufig bemessen. Das Ergebnis dieser Bemessung ist in Abb. 10 aufgetragen; die beiden

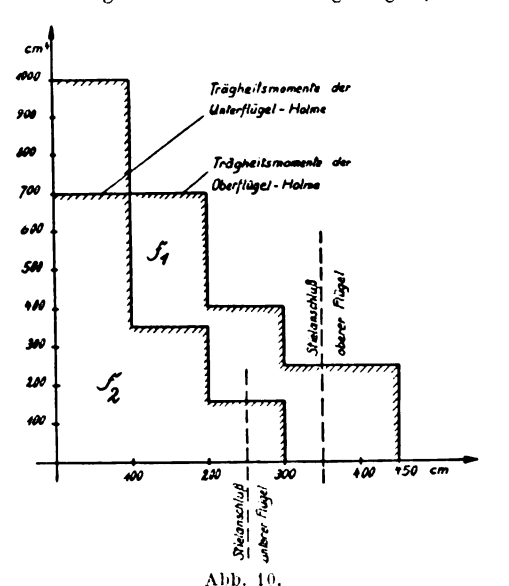


Abb. 10.

Holme eines Flügels haben gleichen Trägheitsmomentenverlauf. Es ergibt sich also

$$\mu_2 = \frac{J_1}{J_2} = 1{,}0$$

$$\mu_3 = \frac{J_1}{J_3} = \frac{J_1}{J_4} = \mu_4.$$

Um bei der Bestimmung der Werte μ_3 bzw. μ_4 schnell zu einem praktisch brauchbaren Ergebnis zu kommen, wird folgende Überlegung vorgenommen:

Die in Abb. 10 aufgetragenen Trägheitsmomenten-Linien, die vorläufig in keiner Weise den der entwickelten Theorie zugrunde gelegten Voraussetzungen entsprechen, sollen mit diesen Voraussetzungen in Einklang gebracht werden, ohne daß die Ergebnisse der Rechnung zu stark von den genauen abweichen.

Um dies zu erreichen, wird vorläufig die Bedingung gestellt, daß die stufenförmigen Kurven in flächengleiche, parabolische übergeführt werden, die den Voraussetzungen entsprechen.

Mit den früher eingeführten Bezeichnungen (m ist das gesuchte Trägheitsmoment von Holm »*1*« am Stielanschluß) können die Gleichungen angeschrieben werden für

den Inhalt der Trägheitsmomenten-Fläche der Oberflügelholme

$$F_1 = a \cdot m \cdot \left(1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{n \cdot a^2}{m}\right)$$

den Inhalt der Trägheitsmomenten-Fläche der Unterflügelholme

$$F_2 = c \cdot \frac{m}{\mu_3} \cdot \left(1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{n \cdot c^2}{m}\right).$$

Daraus wird gewonnen

$$\mu_3 = \frac{F_1 \cdot c}{F_2 \cdot a} \cdot \frac{1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{n \cdot c^2}{m}}{1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{n \cdot a^2}{m}}.$$

In diesem Ausdruck sind die Werte für F_1, F_2, a und c bekannt; m und die davon abhängige Zahl n werden nun durch Näherungsrechnung bestimmt.

Führt man zunächst mit

$$m = 250 \text{ cm}^4$$

den Wert für das Trägheitsmoment am Stielanschluß des Holmes »*1*« ein (vgl. Abb. 10), so ergibt sich der den Anstieg der Parabelkurve kennzeichnende Wert zu

$$n = \frac{1158}{350^2}.$$

Damit wird

$$\mu_3 = \mu_4 = \frac{89 \cdot 250}{45 \cdot 350} \cdot \frac{1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{1158 \cdot 250^2}{350^2 \cdot 250}}{1 + \frac{1}{3} \cdot \frac{1158 \cdot 350^2}{350^2 \cdot 250}}$$

$$\mu_3 = \mu_4 = \sim \underline{1{,}00.}$$

Das heißt nach Voraussetzung, daß alle Ordinaten der parabelförmigen Trägheitsmomenten-Linien für Ober- und Unterflügel sich zueinander verhalten müssen wie 1:1; also auch die Werte am Stielanschluß, die dementsprechend zu verbessern sind. Sie werden für Ober- und Unterflügel angenommen zu

$$J_{st(1)} = J_{st(3)} = 200 \text{ cm}^4.$$

Damit wird neu gefunden

$$\frac{n}{m} = \frac{183}{28 \cdot 350^2}$$

und

$$\mu_3 = \mu_4 = 0{,}938.$$



Nach abermaliger Verbesserung findet man entsprechend

$$\mu_3 = \mu_4 = 0{,}932,$$

so daß weitere Rechnung nun überflüssig ist.

Bevor die eigentliche Rechnung mit dem endgültigen μ-Wert begonnen wird, soll darauf hingewiesen werden, daß in der Bedingung: Flächengleichheit der stufen- und der verwandelten parabelförmigen Trägheitsmomenten-Flächen, sowie in dem Ausgang von

$$m = 250\ \text{cm}^4$$

bei Annäherung an den μ_3-Wert, eine gewisse Willkür steckt. Eine genauere Art der Ermittlung eines allen Voraussetzungen genügenden μ-Wertes wäre die, als Bedingung für Holm »*1*« eine ideelle parabolische Trägheitsmomentenlinie zu fordern, welche sowohl für gleichmäßig verteilte Last als auch für Einzellast am Stielanschluß gleiche Durchbiegungen am Stielanschluß zuläßt wie die wirklichen Trägheitsmomentenlinien; als unveränderlicher Grundwert m würde dann zweckmäßig der aus diesen Bedingungen ermittelte Wert m beibehalten, damit bei der oft auftretenden Notwendigkeit, drei verschiedene μ-Werte für die Holme *2*, *3* und *4* ermitteln zu müssen, von einem Festwert ausgegangen werden kann.

Dieser letztere Weg ist bei der DVL auch eingeschlagen worden; er liefert sehr gute Ergebnisse, bringt jedoch etwas mehr Zahlenrechnung als der erstere. Er wird in der Fortsetzung dieses Berichtes näher beschrieben werden.

Da mit dem oben durchgeführten Verfahren schnell mehr als ausreichende Übereinstimmung mit den genauen Ergebnissen erzielt wird (siehe weiter unten), erscheint es gut anwendbar; mit

$$\mu_3 = \mu_4 = 0{,}932$$

ergeben sich nun folgende Grundlagen für die Formelrechnung:

$$m = 193\ \text{cm}^4$$
$$n = 0{,}01083.$$

$$\omega_1 = \frac{n \cdot a^2}{m} = \sqrt{6{,}827} = 2{,}613$$

$$\omega_2 = \frac{n \cdot c^2}{m} = \sqrt{3{,}484} = 1{,}866.$$

Damit

$$\varrho_1 = \ln 7{,}827 = 2{,}058$$
$$\varrho_2 = \ln 4{,}484 = 1.501$$
$$\eta_1 = \text{arctg}\ 2{,}613 = 1{,}205$$
$$\eta_2 = \text{arctg}\ 1{,}866 = 1{,}079$$
$$E_1 = 1 - \frac{1{,}205}{2{,}613} = 0{,}539$$
$$E_2 = 1 - \frac{1{,}079}{1{,}886} = 0{,}422$$
$$F_1 = 1 - \frac{2{,}058}{6{,}827} = 0{,}699$$
$$F_2 = 1 - \frac{1{,}501}{3{,}484} = 0{,}580.$$

Die Festwerte werden:

$$A = 3{,}210$$
$$B = 1{,}910$$
$$C = D = 0{,}646.$$

Die senkrechten Teilkräfte der N-Stiel-Kräfte werden aus den Gleichungen (30) bis (35) gefunden. Es ergibt sich

im A-Fall:

$$\underline{Y = -189\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_1 = +720\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_2 = +594\ \text{kg};}$$

im B-Fall:

$$\underline{Y = +1570\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_1 = -735\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_2 = -126\ \text{kg};}$$

im C-Fall:

$$\underline{Y = +1803\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_1 = -1445\ \text{kg},}$$
$$\underline{X_2 = -358\ \text{kg}.}$$

Führt man an Stelle der Formelrechnung eine normale Ermittlung der drei unbekannten Größen unter genauer Berücksichtigung des wirklichen, stufenförmigen Trägheitsmomentenverlaufes durch, so ergeben sich im A-Fall die Werte:

$$Y = -192{,}51\ \text{kg}$$
$$X_1 = +737{,}81\ \text{»}$$
$$X_2 = +610{,}66\ \text{»}$$

Die größte Fehlerabweichung von den formelmäßig festgestellten Werten beträgt

$$\Delta = 2{,}73\ \text{vH},$$

so daß die Behauptung ausreichender Genauigkeit des eingeschlagenen Weges erwiesen sein dürfte.

Mit den aus Abb. 9 ersichtlichen geometrischen Beziehungen folgen nun die wirklichen N-Stabkräfte bzw. die Teilkräfte in den beiden wagerechten Richtungen.

Wirkliche Stabkräfte:

$$\overline{X}_1 = \sim 1{,}4 \cdot X_1,$$
$$\overline{Y} = \sim 1{,}25 \cdot Y,$$
$$\overline{X}_2 = \sim 1{,}33 \cdot X_2.$$

Die wagerechten Teilkräfte in Richtung $x \div x$ (mit Index »x«):

$$X_{1(x)} = 0{,}735 \cdot X_1,$$
$$Y_{(x)} = 0{,}735 \cdot Y,$$
$$X_{2(x)} = 0{,}735 \cdot X_2.$$

Die wagerechten Teilkräfte in Richtung $z \div z$ (mit Index »z«):

$$X_{1(z)} = 0{,}645 \cdot X_1,$$
$$Y_{(z)} = 0{,}130 \cdot Y,$$
$$X_{2(z)} = 0{,}480 \cdot X_2.$$

Die Stab- und Holmkräfte für die einzelnen Flugfälle sind in der folgenden Zahlentafel zusammengefaßt (Dimension in kg):

Tafel der Stab- und Teilkräfte bzw. Holmkräfte[1]).

Zeile	Stab- und Holmkräfte		Fall A	Fall B	Fall C
1	Wirkliche Stabkraft	$\overline{X}_1$	+1008	— 1029	— 2023
2	» »	$\overline{Y}$	— 236	+ 1963	+ 2254
3	» »	$\overline{X}_2$	+ 790	— 168	— 476
4	Teilkraft	X_1	+ 720	— 735	— 1445
5	»	Y	— 189	+ 1570	+ 1803
6	»	X_2	+ 594	— 126	— 358
7	Teilkraft	$X_{1(x)}$	± 529	± 540	± 1062
8	»	$Y_{(x)}$	∓ 139	∓ 1154	∓ 1325
9	»	$X_{2(x)}$	± 437	± 93	± 263
10	Teilkraft	$X_{1(z)}$	± 464	± 474	± 932
11	»	$Y_{(z)}$	∓ 25	∓ 204	∓ 234
12	»	$X_{2(z)}$	± 285	± 60	± 172
13	Holmlängskraft	S_1	— 529	+ 450	+ 1062
14	»	S_2	— 298	— 1061	— 1062
15	»	S_3	+ 390	+ 614	+ 263
16	»	S_4	+ 437	— 93	— 263
17	Flügelquerkraft am Stielanschluß in Richtung $z \div z$	oben	+ 724	— 330	— 870
18		unten	— 724	+ 330	+ 870

[1]) Vorzeichen: Zug in Streben und Holmen positiv, Druck negativ; Teilkräfte mit Index »z«, gegen Flugrichtung positiv, in Flugrichtung negativ.

Mit den gefundenen Stabkräften können nun die wirklichen Biegemomentenlinien ermittelt werden; die Stielwirkung äußert sich dabei durch das Auftreten einer positiven oder negativen dreieckigen Momentenfläche, die sich von den parabelförmigen Momentenflächen für das statisch bestimmte System je nach Richtungssinn subtrahieren bzw. zu ihnen addieren kann; hierauf sei trotz der Selbstverständlichkeit ausdrücklich hingewiesen, da man oft die irrige Meinung hört, daß unter allen Umständen für alle Bauteile eine Entlastung eintritt; dies trifft bei gelenkig angeschlossenen Verbundstielen beispielsweise im A-Fall, wo das Tragwerk vorwiegend auf reine Biegung beansprucht wird, immer nur für einen Flügel zu; der andere Flügel (untere oder obere) wird durch einen Stab um denselben Betrag zusätzlich belastet, um den der eine Flügel entlastet wird.

Die wirklichen Biegemomente der einzelnen Holme an ihren Wurzeln seien für die verschiedenen Flugfälle angeschrieben:

Holm 1. A-Fall:
$M = +5265 - 2520 = \underline{+2745\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
B-Fall:
$M = -1670 + 2573 = \underline{+903\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
C-Fall:
$M = -6075 + 5057 = \underline{-1018\,\text{kg}\cdot\text{m}}$

Holm 2. A-Fall:
$M = +3950 - 1418 = \underline{+2532\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
B-Fall:
$M = +7490 - 5054 = \underline{+2436\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
C-Fall:
$M = +6075 - 5057 = \underline{+1018\,\text{kg}\cdot\text{m}}$

Holm 3. A-Fall:
$M = +1552 + 1328 = \underline{+2880\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
B-Fall:
$M = -585 + 2088 = \underline{+1503\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
C-Fall:
$M = -1125 + 895 = \underline{-230\,\text{kg}\cdot\text{m}}$

Holm 4. A-Fall:
$M = +1350 + 1485 = \underline{+2835\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
B-Fall:
$M = +2430 - 315 = \underline{+2115\,\text{kg}\cdot\text{m}}$
C-Fall:
$M = +1125 - 895 = \underline{+230\,\text{kg}\cdot\text{m}}$.

Soll die Berechnung einwandfrei zu Ende geführt werden, so wären nun zunächst die ersten Annahmen über den Verlauf der Holmträgheitsmomente entsprechend den Ergebnissen der Untersuchung zu verbessern; dann müßte mit diesen verbesserten Grundlagen ein zweiter, genauerer Rechnungsgang durchgeführt werden, hierbei kann dem wirklichen Systemaufbau (Flügel ein durchlaufender Balken auf 2 Stützen) wie dem tatsächlichen Trägheitsmomentenverlauf der Holme, wie auch der tatsächlichen Belastungslinie (elliptische Auftriebsverteilung) besser Rechnung getragen werden; es empfiehlt sich auch hier die Anwendung statisch unbestimmter Hauptsysteme im Verein mit dem Reduktionssatz, ferner unter Umständen zeichnerische Integration der auf die Trägheitsmomente bezogenen Momentenflächen. Nun erst könnte zu der endgültigen Bemessung des Tragwerks geschritten werden.

Zu den Biegebeanspruchungen der Holme infolge senkrechter Holmbelastung treten:

a) Normalkräfte (Zeile 13 bis 16 der Zahlentafel);
b) Gurtkräfte infolge Stirndruck; letzterer wird durch die Flügelquerkräfte (Zeile 17 und 18 der Zahlentafel) beeinflußt.

Die Bemessung der Innenverspannung der Flügel erfolgt für die Stirndrücke unter Berücksichtigung des Einflusses der Flügelquerkräfte (Zeile 17 und 18 der Zahlentafel).

Es soll nicht unerwähnt bleiben, daß es nicht möglich ist, für alle vorkommenden Belastungsfälle das Tragwerk als System gleicher Festigkeit auszubilden; man wird an manchen Stellen eine Überbemessung in Kauf nehmen müssen. (Fortsetzung folgt).

Das Ford-Flugzeug.

(Nach einer Patentschrift.)

Die erste patentamtliche Veröffentlichung über das Ford-Flugzeug ist vor kurzem im englischen Patent-Journal erfolgt. Die angemeldete Erfindung ist unter der Nummer 255052 registriert; doch ist das Patent noch nicht erteilt, sondern ein Auszug mit einigen Zeichnungen nur für Einspruchszwecke am 8. September 1926 bekanntgemacht worden. In Amerika ist die Anmeldung am 11. Juli 1925 durch W. B. Stout erfolgt; die englische Anmeldung datiert vom 30. Juni 1926. Nachstehend sei eine Übersetzung des amtlichen englischen Auszuges wiedergegeben.

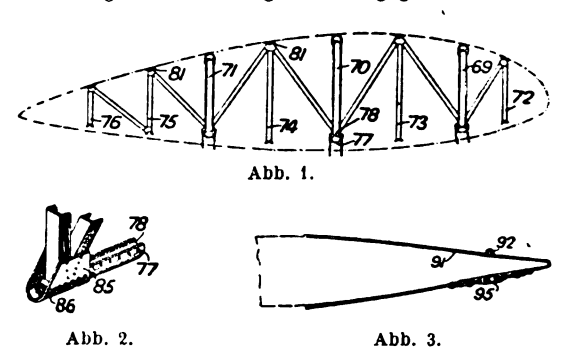


Abb. 1.

Abb. 2. Abb. 3.

»**Anordnung und Aufbau der Flächen; Unterbringung der Brennstoffbehälter.** Dicke selbsttragende Flügel eines Flugzeuges haben konvexe Unter- und Oberseite und sind in bezug auf Flächentiefe und Breite nach den Enden zu verjüngt, wobei die Eintrittskante halb soviel nach hinten geschwungen ist, wie die Austrittskante nach vorne, so daß die die Druckmittelpunkte verbindende Linie auf einer Quergeraden verläuft. Das Seitenverhältnis ist 1:4. Die ganze Tragfläche besteht aus einem Mittelteil und zwei abnehmbaren Außenteilen; sie ist aus Duralumin hergestellt, und zwar Bespannung und Versteifung aus gleichem Material, um ungleiche Ausdehnung unter Temperatureinfluß zu vermeiden. Die Obergurte der Holme liegen in einer wagerechten, die Untergurte in einer nach oben verlaufenden Ebene. Abb. 1[1]) zeigt einen Querschnitt durch einen Flügel, der drei Hauptholme 69, 70, 71 und formbildende Versteifungsglieder 72 bis 76, gegenseitig verspannt, besitzt. Die Gurtungen des Hauptholms bestehen aus U-förmigen Gliedern 77, die mit ebenfalls U-förmigen Gliedern 78 verbunden sind; die Spieren 72 bis 76 sind von geflanschtem U-förmigen Querschnitt 81. Gewellte Metallbespannung, die über die Eintrittskante fortläuft und an der Austrittskante vernietet ist, wobei die Niete durch die Seiten der ineinander greifenden Wellen gesteckt sind, ist mit den Gurtungen der Holme verbunden und bildet eine Spannung aufnehmende Haut. In der Nähe der Flügelspitzen ist ein besonderes Eintrittskantenglied verwendet. An den Stellen, wo ein Außenteil des Flügels mit dem Mittelteil verbunden ist, sind Versteifungseinlagen in die Gurtungen gelegt und eine Platte 85, Abb. 2, die an der Gurtung eines Teiles befestigt ist, umfaßt die Gur-

[1]) Die Abb.-Ziffern sind hier andere als im Original; so entspricht die Abb. 9 vorliegender Übersetzung der Abb. 53 im Original.

tung des anliegenden Teiles und ist mit ihr mittels eines Bolzens durch das Loch 86 verbunden. Die Stoßstellen in der Bespannung sind durch eine Platte 91 bedeckt, Abb. 3, die bei 92 ein Gelenk hat und durch ein Spannschloß 95 verspannt ist. Die Untergurtungen der drei

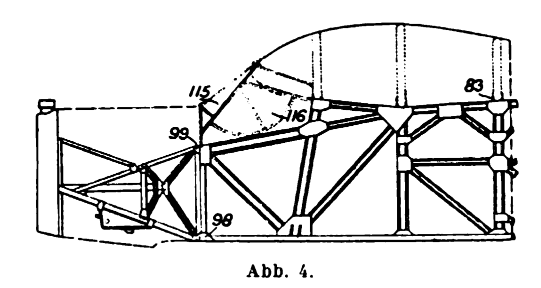


Abb. 4.

Hauptholme haben Laschen 83, Abb. 4, um sie mit den oberen Längsstreben des Rumpfes zu verbinden. Brennstoffbehälter 226, Abb. 5, sind in dem Raum zwischen nebeneinander liegenden Holmen in den Flügeln durch Bänder 225, 227 gehalten.

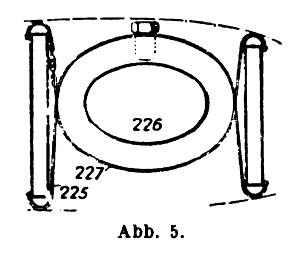


Abb. 5.

Aufenthaltsräume, Rumpf, Antriebseinrichtung, Windschutz. Der Rumpf hat eine Versteifung aus Gitterwerk von starkem, geflanschtem, U-förmigem Material, soweit er größere Lasten zu tragen hat, und von weniger starkem, geflanschtem, U-förmigem und L-förmigem Material am Ende, und ist mit längsverlaufendem, gewelltem Metall belegt. Der Vorderteil, der Motor, Propeller und Kühler trägt, ist abnehmbar, wobei er an dem Hauptversteifungsgerüst durch Bolzen befestigt ist, die durch Ansätze 98, 99, Abb. 4, hindurchgesteckt sind. Der Führerraum ist unmittelbar hinter dem Motorraum vorgesehen und hat Seitenfenster 116 und eine Windscheibe 115. Der Führerraum ist durch einen Waschraum von dem Hauptaufenthaltsraum der Fluggäste, der in Liegestätten umwandelbare Sitze hat, getrennt. Metallgerahmte Türen, die auf beiden Seiten mit Wellblech bekleidet sind, verbinden die Räume miteinander; halbkreisförmige Fenster mit beweglichen Quadranten sind vorgesehen. Die Eintrittstür hat einen lichtdurchlassenden oberen Teil, der zugleich eins dieser Fenster darstellt.

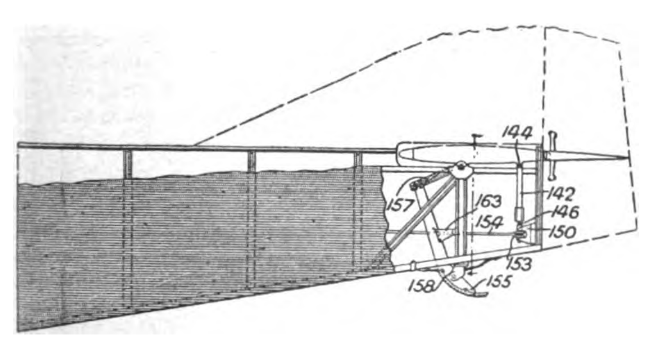


Abb 6.

Leitwerk. Die Querruderflächen treten etwas über die hintere Kante der Tragfläche hinaus. Das Höhenruder ist an die hintere Kante einer für sich einstellbaren Höhenflosse abgelenkt. Für die Führer, die Seite an Seite sitzen, ist Doppelsteuerung vorgesehen. Die Höhenflosse wird durch einen in senkrechten Führungen 142 auf- und abbeweglichen Rahmen, der an der Flosse bei 144 angelenkt ist, Abb. 6, eingestellt. Eine mit Gewinde versehene Achse 146 an diesem Rahmen steht in Eingriff mit einer in einer Stütze 150 am Rumpf gehaltenen Mutter 153, die durch Seile 154, die zum Führerraum führen, gedreht werden kann. Zwei Steuerhebel 200, Abb. 7, sind mit einer gemeinsamen Querwelle 201 verbunden, die einen Hebel 203 trägt, an den eins der Höhenruderkabel angreift; die anderen Kabelenden sind mit Schellen an den Hebeln 200 verbunden. Die Handräder 205 bedienen Kettenräder und Ketten, an die die zu den Querrudern

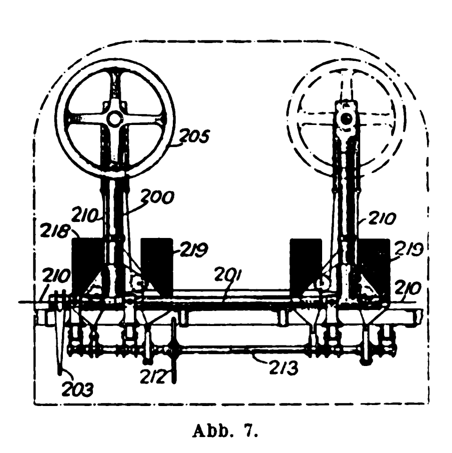


Abb. 7.

führenden Kabel 210 angeschlossen sind. Die Fußhebel 218, 219 stehen durch Zwischenglieder in Kreuzverbindung mit Armen einer Querwelle 213, die eine Seilrolle 212 trägt, um die die Seitenruderkabel laufen.

Fahrgestell und Kufe, Stoßdämpfer. Eine Schwanzkufe 155, Abb. 6, ist in einem schwenkbaren Gliede 158 drehbar gelagert und durch ein elastisches Band 157 abgefedert; ein Anschlag 163 begrenzt die Bewegung in der einen Richtung. Abb. 8 zeigt ein Laufrad 240 auf einer Achse, die durch eine Strebe 243 mit einem Block 245 verbunden ist, der in einer Führung 246 an der Rumpfseite zu gleiten vermag. Um wagerechte Zapfen 247, 249, einerseits an der Strebe, anderseits am Rumpf, laufen elastische Bänder 251. Ferner sind die Laufradachsen auf jeder Seite des Flugzeugs noch durch Streben 252 mit einem Block 254 verbunden, der auf einen Querbolzen 256 am Rumpf durch Federn 255 in Mittellage zu halten gesucht wird. Ein Paar nach hinten verlaufender Streben geht von den Achsen zu einem in Rumpfmitte gelegenen Punkt an der Unterseite hin.

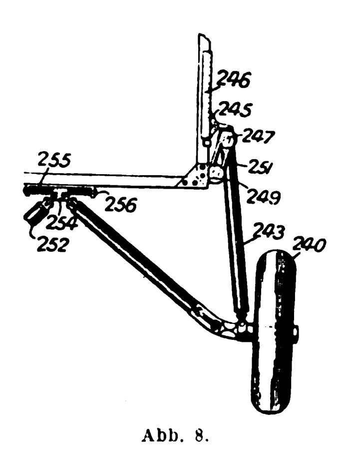


Abb. 8.

Konstruktion der Sitze. Die gepolsterten Sitze im Fluggastraum sind mit Rückenlehnen 170 versehen, Abb. 9, die bei 173 mit den Sitzflächen 168 gelenkig verbunden sind; die Sitze ihrerseits sind bei 172 wieder mit den Stützen 171 gelenkig verbunden. In starrer Verbindung mit der



Rückenlehne 170 steht ein Arm 175, der nach außen gebogene Enden hat, die in schrägliegenden Schlitzen 177 in den Stützen 171 gleiten. Verbindungsglieder 180 verbinden die nach außen gebogenen Enden des Arms 175 mit einer Fußrast 169, die auch bei 172 drehbar gelagert ist. Auf

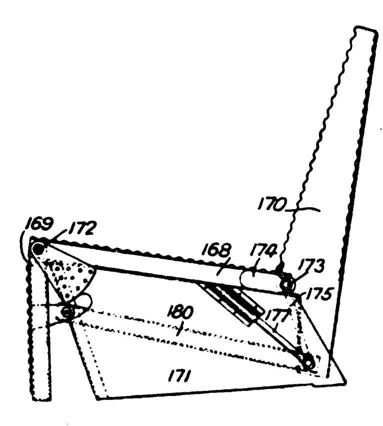


Abb. 9.

diese Weise nehmen die drei Teile 170, 168 und 169, wenn die Rückenlehne 170 nach hinten gekippt wird, eine wagerechte Lage ein; hierbei bewegt sich der Drehzapfen 173 nach hinten oder vorn in einem Schlitz 174. Die so in Liegestätten umwandelbaren Sitze sind im wesentlichen aus Duralumin hergestellt.« Gohlke.

4. Bericht über die Arbeiten des Fachnormenausschusses für Luftfahrt (Falu).

(Einspruchsfrist 15. Dezember 1926.)

Am 24. September ds. Js. fand die 4. Hauptausschußsitzung des Falu statt, deren wesentliche Ergebnisse nachstehend mitgeteilt werden.

Die entsprechenden Normblattentwürfe werden jedoch gemäß der in dieser Sitzung ebenfalls behandelten Festlegung der Vereinbarungen mit dem Normenausschuß der Deutschen Industrie (NDI) künftig stets erst der Normenprüfstelle des NDI zur Abstimmung mit den übrigen Normen vorgelegt werden, bevor sie hier zur Veröffentlichung gelangen.

1. Flugmechanische Bezugssysteme. Diese Arbeiten sind hier erstmalig im 2. Bericht (14. Heft ds. Jahrgs.) erwähnt worden. Es waren von der DVL zunächst ein Normvorschlag und danach die Einwände berücksichtigende Normblattentwürfe versandt worden. Die Antworten hierauf wurden wiederum zu kurz vor der Sitzung versandten Änderungsvorschlägen verarbeitet. Die Normblattentwürfe und diese Änderungen wurden vorbehaltlich weiterer, nochmalige Stellungnahme erfordernder Einwände angenommen.

2. Stahlrohr, nahtlos kalt gezogen. Der im 3. Bericht (16. Heft ds. Jahrgs.) erwähnte Normentwurf des Unterausschusses (A) wurde, soweit es sich um die Maße der Rohre handelt, mit einigen Änderungen angenommen, da der Ausschuß auch nach eingehender Prüfung die Ineinanderschiebbarkeit der Rohre für maßgebend hielt. Das Normblatt soll vorerst nur die Maße gut schweißbarer Rohre zu Fachwerken und Rohrnieten für den Flugzeugbau umfassen. Toleranz- und Werkstoffangaben sollen vorläufig fortbleiben, da noch keine Einigung mit den Herstellern erreicht wurde. Rohre für andere als Schweißverbindungen sollen später behandelt werden. Die für den Flugmotorenbau und mechanische Einrichtungen zu verwendenden Rohre werden später aus dem vom Kraftfahrbau hierfür aufgestellten Normblatt ausgewählt.

3. Gewinde. Der Normblattentwurf über die Auswahl der DIN-Gewinde für den Flugzeugbau des laut dem 3. Bericht eingesetzten Unterausschusses für Einzelbauteile (D) wurde in folgender Fassung angenommen:

a) Grobgewinde. Es wird vorgesehen als

Vorzugsreihe:

von 4 bis 11 mm Durchm. das metrische Gewinde (ohne M 4,5 und M 5,5),
von 12 bis 22 mm Durchm. das metrische Feingewinde 3 mit der Stufung des metrischen Gewindes,
von 24 bis 99 mm Durchm. das metrische Feingewinde 2.

Nebenreihe:

von 12 bis 22 mm Durchm. das metrische Gewinde.

b) Feingewinde.

Vorzugsreihe:

von 25 bis 100 mm Durchm. das metrische Feingewinde 3 mit der Stufung 0, 2, 5 und 8,
von 105 bis 190 mm Durchm. das metrische Feingewinde 3 mit der Stufung 0 und 5.

Nebenreihe:

von 8 bis 11 mm Durchm. das metrische Feingewinde 3.

4. Schlüsselweiten. Der die Auswahl der Schlüsselweiten für die Luftfahrt behandelnde Entwurf desselben Unterausschusses wurde unter vorläufiger Fortlassung der Zuordnung der Gewindedurchmesser angenommen. Er umfaßt die DIN-Schlüsselweiten von 3 bis 80 mm, unter Streichung der Fußnote von DIN 475 Bl. 1, daß die Schlüsselweiten 12, 24 und 30 nur für Verschraubungen, Armaturen usw. gelten.

5. Passungen. Es wurde der Entwurf des Unterausschusses über die Auswahl der DIN-Passungen für den Flugzeugbau, die etwa der Passungsauswahl für den Kraftfahrbau entspricht, unter Ergänzung durch Anwendungsbeispiele genehmigt.

6. Geschmiedeter Stahl, unlegiert. Der Entwurf des Unterausschusses für Metall-Werkstoffe (B) über die Auswahl der Stähle für den Flugzeug- und Flugmotorenbau aus der allgemeinen Dinorm 1661, die allerdings zurzeit einer Nachprüfung unterliegt, fand Annahme. Für den Flugzeugbau sollen die Stähle St.C 16, St.C 35 und St.C 45, für den Flugmotorenbau außerdem St.C 25 gelten.

7. Nickel- und Chromnickelstahl. Der Entwurf desselben Unterausschusses über die Auswahl der von dem kürzlich erschienenen Kraftfahrbau-Normblatt KrG 601 für den Flugzeug- und Flugmotorenbau gültigen Stähle gelangte unverändert zur Annahme. Für den Flugmotorenbau gelten die Stähle EN 15, ECN 35, VCN 15, VCN 25, VCN 35, ECN 45 und VCN 45, für den Flugzeugbau nur VCN 35.

8. Laufräder. Zur Normung der Flugzeugreifen, -felgen, -naben und -räder wurde ein Unterausschuß (F) eingesetzt.

9. Internationale Normung. Um die Frage der internationalen Zusammenarbeit bei der Normung in der Luftfahrt in den zurzeit in London stattfindenden Sitzungen der allgemeinen Normenausschüsse zur Erörterung zu stellen, wurde ein Vorschlag über hierfür geeignete Normungsgegenstände zur Weitergabe durch den NDI aufgestellt.

Buchbesprechungen.

Hütte. Des Ingenieurs Taschenbuch. Herausgegeben vom Akademischen Verein Hütte, e. V., in Berlin. 25. neubearbeitete Auflage[1]). II. Band[2]). 1926.

[1]) Die 24. Auflage wurde besprochen: ZFM **14**, Nr. 17/22 vom 21. Nov. 1923, S. 162/163 (I); ZFM **15**, Nr. 5/6 vom 26. März 1924, S. 45 (II), und Nr. 21/22 vom 28. Nov., S. 248 (III).

[2]) Der erste Band der 25. Auflage wurde eingehend gewürdigt: ZFM **17**, Nr. 7 vom 14. April 1926, S. 151.



Berlin. Verlag von Wilhelm Ernst & Sohn. Kl.-8°. XX und 1167 S. Preis in Leinen gebd. RM. 14,70, in Leder gebd. RM. 17,70.

Dem ersten Band[2]) der Jubiläumsausgabe, für die statt der früheren Dreiteilung 4 Bände in Aussicht genommen sind, ist nun in dem gleichen schmucken Gewande, mit der großen »25« auf dem Rücken, der zweite gefolgt. Er läßt sich nicht mit seinem Vorgänger[1]) von 1923 vergleichen, da die geänderte Einteilung ihm einen ganz neuen Inhalt beschert hat. Nach dem mehr einführenden ersten Band behandelt er das grundlegende Gebiet der Maschinentechnik, eingeleitet durch einen Abschnitt »Maschinenteile«, der mit Kutzbachscher Systematik zunächst die Hilfsmittel zum Verbinden von Maschinenteilen, sodann die Maschinenelemente bringt und auch die Schwingungsdämpfung und die Regler nicht vergißt.

Im Abschnitt Kraftmaschinen wird der Luftfahrtechniker nach dem Unterteil »Der lebendige Motor« von Atzler, der viele wertvolle Zahlenangaben über Muskelleistungen enthält, und nach energiewirtschaftlichen Vorbemerkungen von Marx im III. Teil »Windturbinen« von Vogdt auch Angaben über die neuzeitlichen treibschraubenähnlichen Windräder mit stromlinigen Flügelschnitten finden. Dann folgen Dampfkessel, -Maschinen und -Turbinen von Generlich, Martens und Wentzel, von Doerfel und Koerner bzw. von Wagner. In dem VII. Teil, Verbrennungsmotoren von Kutzbach, wird der Flugmotorenbauer viele Anregungen in klarer Form finden; auf S. 539 und 544 sind Versuche an Flugmotoren verwertet. Daran schließen sich Gasturbinen von Stauber und »Wassermotoren« von Thoma.

Der dritte, umfangreiche Abschnitt ist den Arbeitsmaschinen gewidmet; hier muß die Angabe der Kapitel und ihrer Verfasser genügen: I. Werkzeugmaschinen. Lohse, Formmaschinen; Siebel, Schmiedemaschinen; Storck, spanabhebende Metallbearbeitungsmaschinen; Voigt, Holzbearbeitungsmaschinen; Kühn, Preßluft-Werkzeuge; Diegel, Schweißverfahren, und Siebel, elektrische Schweißmaschinen; endlich Forkel, Elektrischer Antrieb von Werkzeugmaschinen. II. Förder- und Lagertechnik, von Kammerer, Philippi und Buhle, vom Drehkran bis zur Rohrpost, von der Förderschnecke bis zum Getreidesilo. III. Pumpen von Pfleiderer, von der Erläuterung des Begriffs »Förderhöhe« bis zur Schnittzeichnung der mehrstufigen Kreiselverdichter.

Im 4. Abschnitt behandeln Meyer und Bertelsmann die Beleuchtungstechnik — Grundbegriffe, Bewertung und Berechnung; Lichtquellen, auch Scheinwerfer — im letzten folgt die Elektrotechnik von Reinisch, Philippi und Anklam, freilich ohne das Funkwesen, dem im IV., verkehrstechnischen Band des Gesamtwerkes ein besonderer Abschnitt gewidmet ist (der III. Band soll die Bautechnik enthalten). Über Zündmagnete haben wir in diesem Abschnitt nichts gefunden, dagegen ist auf S. 549 und 550 einiges darüber bemerkt.

Bei einem so umfassenden Sammelwerk ist eine Kritik von Einzelheiten schwierig, aber auch unberechtigt: das Ganze reiht sich würdig dem Vorgänger an! Everling.

Aircraft Power Plants. Teil I: Luftfahrzeugmaschinen, Edward T. Jones, M.E., und Robert Insley, M.E. Teil II: Luftschrauben, Frank W. Caldwell, B.S. Teil III: Wasser-Ballast-Gewinner, Robert F. Kohr, M. E. Ronald Aeronautic Library, Herausgeber C. de F. Chandler. Verlag The Ronald Press Company, New York, 1926. Oktav. XIV und 208 Seiten. 104 Abbildungen. Gebunden Doll. 4,25.

Die Verfasser stellten sich zur Aufgabe, dem Luftfahrzeugkonstrukteur die erforderlichen Kenntnisse der allgemeinen Eigenschaften derjenigen Kraftanlagen, mit denen er zu arbeiten hat, zu verschaffen.

Der erste Teil des Werks gibt das Grundsätzliche der Motoren und ihres Zubehörs, erläutert an einigen der gebräuchlichsten amerikanischen Typen. Die Wahl des Gebrachten ist recht gut. Hervorhebenswert sind in diesem Zusammenhang u. a. die kurzen Abschnitte über Brennstoff und Schmiermittel, ebenso was über Vor- und Überverdichtung gesagt ist.

Bei der Abhandlung über die Schrauben gibt Caldwell zunächst einen kurzen Abriß der Theorie und geht dann auf Windkanalversuche ein. Im Kapitel über die Konstruktion finden auch die Verstellpropeller Erwähnung. Die Propellerbaumaterialien beschließen diesen Abschnitt.

Der letzte Teil des Werkes bringt zum ersten Male im Zusammenhang Theoretisches und Praktisches über die Wasserballastgewinnung, diese für den Luftschiffbau so äußerst wichtige Frage.

Der vorliegende Band der Ronald Aeronautic Library enthält bei aller Gedrängtheit in klarer Darstellung viel Interessantes und Wissenswertes. Bl.

Reibung und Schmierung im Maschinenbau. Von Prof. Gümbel †, herausgeg. von Prof. Everling. Verlag von M. Krayn, Berlin W, 1925.

Die Schmierung der Maschinen ist in letzter Zeit gewaltig gefördert worden. Umfangreiche Versuche und eine erhebliche mathematisch-theoretische Literatur liegt vor, so daß eine Zusammenfassung dringend notwendig wurde. Dr.-Ing. L. Gümbel, weil. ord. Professor der Technischen Hochschule zu Berlin, stand an erster Stelle unter den Bearbeitern des schwierigen und vielseitigen Stoffes und hatte an einem Sammelwerk begonnen, als ihn 1923 ein früher Tod wegnahm. Dr. E. Everling, a. o. Professor an der Technischen Hochschule zu Berlin, baute die Anfänge zu einem wertvollen Ganzen aus in Gestalt eines Buches von 240 Seiten. Das wichtigste Gebiet des Buches ist die Anwendung der heutigen strömungstechnischen (hydrodynamischen) Kenntnisse auf die Theorie der »flüssigen« Reibung, wie sie in allen guten Gleitlagern herrscht. Durch umfangreiche, so leicht als möglich gemachte Rechnungen werden die verschiedensten Lagerarten durchgerechnet und mit den Versuchsergebnissen verglichen. Der Hinweis auf das noch fast ganz unbearbeitete Gebiet der »halbflüssigen« Reibung und damit auf die Grenze der Anwendbarkeit der Rechnungen wird, wo notwendig, angeführt. Die rollende Reibung der Wälzlager wird nicht behandelt.

Wenig umfangreich und auch nicht so klar sind die Abschnitte über die konstruktiven Gesichtspunkte und über die Materialfragen. Besonders die ganze Metallfrage ist so kurz behandelt, daß der Verfasser zu falschen Behauptungen kommt. Doch das liegt im Wesen der hydrodynamischen Lagertheorie, die mehr oder weniger das Lagermetall vernachlässigt. Ebenso wird das Öl nur sehr allgemein behandelt. Das Buch hat deshalb für den Werkstattmann, Metallographen und Chemiker wenig Wert, falls diese, wie meist der Fall, nur von ihrem besonderen Arbeitsgebiet an die Reibung und Schmierung herangehen. Dafür hat das Buch um so mehr Wert für denjenigen, der gründlich sehen will, wie weit man mathematisch und physikalisch kommen kann. Das Buch kann in dieser Hinsicht als führend bezeichnet werden.

Wolff, Göttingen.

Das Sportflugzeug. Seine Berechnung, Bau und Gebrauch. Von C. Frantischek Ssekanina. 1926. Prag. Verlag des Tschechoslowakischen Aero-Klubs. 131 S. mit 267 Abb. Auslandspreis Kč. 60.

Das schöne Büchlein enthält eine Fülle Angaben — erfreulich ist die Menge der Abbildungen. Das Buch ist trotz erstaunlicher Belesenheit des Verfassers keine Summa-theologica des Segelfluges, soll auch keine sein oder als solche bewertet werden. Das Augenmerk ist entschieden auf den Segelflug gerichtet — Leichtflugzeuge kommen zu kurz. Zwölf Kapitel enthalten: Segelflug der Vögel, Geschichte des Segelflugwesens, Theorie mit kurzen Stabilitätserläuterungen — letztere der schwächste Teil des Werkes, Baustoffe, elementare Statik, Flugzeugteile, Segel- und Kleinflugzeugbeschreibungen, Schulung und Praxis, Bedeutung des Segelfluges und Aufbau des tschechischen Flugwesens. Sachlich bringt das Buch dem Fachmann

kaum Neues, dem deutschen Leser wird die Geschichte der tschechischen Segelflugbewegung und Organisation des Flugwesens (M. L. L. — Masariková Letečka Liga) von Interesse sein.

Der Segelflug der Vögel gibt mit Ausschluß allzu phantastischer, wie z. B. von Blix, G. Lilienthal, E. H. Hankin — man lese den Briefwechsel José Weiß mit E. H. Hankin und merke die sehr richtigen Ansichten des ersten — eine Würdigung beinah sämtlicher Segelflugtheorien. Beinah ebenso vollständig ist die Segelfluggeschichte; die »Urgeschichte« (bis 1920) des deutschen Segelfluges ist außer Würdigung des großen Altmeisters etwas dürftig, die neuzeitliche Entwicklung dagegen schön geschildert. In der Theorie ist Vorhandenes richtig, aber nicht erschöpfend; so ist der Profilwiderstand — über den wohl nur die wohlweisend schweigenden Herren aus Göttingen und dem Z. A. G. J. Moskau was wirklich Neues wissen — gänzlich verschwiegen; die Wirkung der V- und Pfeilstellung wie in beinah allen halb populären Schriften falsch dargestellt. Dies läßt sich einfach wissenschaftlich einwandfrei nicht populär »erklären«, dynamische Stabilität natürlich nur »unpopulär«. Die Statik bringt Musterbeispiele elementarer Fachwerkrechnungen eines abgestrebten und freitragenden Hochdeckers und eines Doppeldeckers. Indessen vermißt man gänzlich Rechnungen für Torsions- und Schwingungssteifigkeit der Holme (Birnbaumsches Kriterium). »Flugzeugteile« enthält eine Unzahl Abbildungen, es folgt eine inhaltsreiche Beschreibung von 50 Segel- und 12 Kleinflugzeugen (große Zahlentafel von 172 Flugzeugen). Schön geschildert ist die Praxis der Segelfliegerei — etwas mehr könnte man wahrlich über seine Bedeutung bringen. Dem deutschen Leser wird das tschechisch-französisch-deutsch-englische Verzeichnis der gebräuchligsten Flugworte höchst erfreulich sein.

Aus dem ganzen Werk weht frischer wissenschaftlicher Forschungs- und Sportgeist der Rhön und Krim. Sy.

Der Massenaustausch in freier Luft und verwandte Erscheinungen. Heft VII der »Probleme der kosmischen Physik«. Von Dr. Wilhelm Schmidt, o. ö. Professor an der Hochschule für Bodenkultur, Wien. Verlag von Henri Grand, Hamburg 1925. VI, 118 Seiten, klein Oktav.

Der Massenaustausch durch die unregelmäßigen Auf- und Abbewegungen, die teils durch thermische Ursachen, teils durch die Turbulenz des Windes hervorgerufen werden, ist ein sehr wichtiges Kapitel der modernen Meteorologie. Eine ähnlich wichtige Rolle spielt er für die Vorgänge in ausgedehnten Gewässern, sei es im Meer, in den Binnenseen oder Flußläufen. Prof. Schmidt, der durch seine eigenen Forschungen ungemein viel zur Aufklärung dieses Gebietes beigetragen hat, bringt in der vorliegenden Schrift in einer anschaulichen und durch viele Zahlenbeispiele unterstützten Darstellung das gesamte gegenwärtige Wissen von den Austauschvorgängen einem größeren Leserkreis nahe. Es sind erstaunlich viele Fragen, bei denen diese Austauschvorgänge eine wesentliche Rolle spielen, der Temperaturgang in der Luft über Land und über Wasser, Verteilung der Feuchtigkeit und Verdunstung, Verteilung elektrischer Ladungen in der Luft, Verteilung des Windes über der Erde und über dem Meer, Transport von festen Bestandteilen in Luft und Wasser (Verbreitung von Staub und Sand, von Blütenstaub und Samen, Schneewehen, Geschiebetransport in Flüssen usw.). Das Buch hat also Interesse für den Meteorologen und den an seinem Element interessierten Luftfahrer, für den Physiker, Geographen und Meeresforscher, Botaniker, Landwirt und Wasserbauer, besonders aber auch für den Strömungsfachmann, dem es viele wertvolle Anregungen vermittelt.

Der Grundgedanke des Austauschbegriffes kann etwa so klargemacht werden: Es soll irgendeine Eigenschaft betrachtet werden, sei es Gehalt an Wärme oder Gehalt an irgendwelchen Substanzen oder aber auch Gehalt an Bewegungsgröße. Dieser Gehalt sei in einer geschichteten Luft- oder Flüssigkeitsmasse der Höhe nach ungleich verteilt. Er möge z. B. wie der Gehalt der Luft an Staub, nach oben hin abnehmen. Durch Wärmeleitung bzw. innere Reibung bzw. durch Diffusion oder Brownsche Bewegung kleiner Teilchen wird bereits Wärme oder Bewegungsgröße oder stofflicher Gehalt langsam in einer Luftmasse ausgebreitet, jedoch sind diese Beträge alle winzig klein gegenüber dem, was in der Atmosphäre beobachtet wird. Der Austausch durch auf- und abbewegte Luftmassen, wie er durch ungleichmäßige Erwärmung der einzelnen Luftmassen oder durch die Windbewegung hervorgerufen wird, wirkt hier in sehr viel stärkerem Maße. Wegen der Ähnlichkeit der Wirkungen spricht man von einer »Scheinleitung«, »Scheinreibung«, »Scheindiffusion« usw. Bei einem derartigen Austausch wird im ganzen ebensoviel Luft durch eine gegebene wagrechte Fläche hindurch aufsteigen, als an anderen Stellen durch dieselbe Fläche hindurch absteigt. Wenn aber der Staubgehalt der unteren Schichten größer ist als der der oberen, so wird dabei offenbar mehr Staub in die Höhe geführt als heruntergetragen, weil die aufsteigenden Ströme aus tieferen und daher staubreicheren Schichten stammen, die absteigenden aus höheren, staubärmeren. Es mag s der Staubgehalt in der Masseneinheit Luft sein, dann ergibt sich der Strom des Staubes durch Austausch, $\mathfrak{S}$ — dem natürlich ein anderer Strom $\mathfrak{S}'$ durch Sinken der Staubteilchen entgegenwirkt — proportional der Abnahme des Staubgehaltes mit dem vertikalen Abstand von der betrachteten Stelle und proportional der Austauschintensität:

$$\mathfrak{S} = -A \frac{ds}{dh}.$$

Die Austauschgröße A hat dabei die Dimension M LT. Wesentlich ist weiter noch der Gedanke, daß diese Austauschgröße für alle betrachteten Vorgänge, also für die scheinbare Wärmeleitung, für die scheinbare Reibung usw. unter sonst gleichen Verhältnissen immer denselben Zahlenwert aufweist. Dadurch ist es möglich, aus Angaben über den Temperaturgang der Luft oder der Windzunahme nach oben Zahlenmaterial für die Verbreitung der Feuchtigkeit und für die Verbreitung von staubförmigen Teilchen u. dgl., aus entsprechenden Angaben für das Wasser solche für dessen Salzgehalt und Luftgehalt usw. zu gewinnen. Daß sich viele der erörterten Gesichtspunkte auch auf Fragen des Reibungswiderstandes in turbulenten Strömungen und Fragen des Wärmeübergangs zwischen Flüssigkeiten und festen Körpern werden übertragen lassen, sei für den Strömungstechniker besonders betont.

Das Buch ist in seiner Vielseitigkeit ungemein anregend geschrieben und dringt in allen Beispielen bis zu den zahlenmäßigen Resultaten vor. Für die Gewinnung von Zahlenwerten für den Austausch unter den verschiedensten Verhältnissen ist alles zusammengetragen, was hierfür an Angaben erreichbar war. Das Buch kann also allen dafür in Betracht kommenden Lesern aufs wärmste empfohlen werden. L. Prandtl.

Die Welt der Atome. Zehn gemeinverständliche Vorträge. Von Arthur Haas, Dr. phil., a. o. Professor für Physik an der Universität Wien. Mit 37 Figuren im Text und auf 3 Tafeln. Oktav. XII, 130 Seiten. 1926. Verlag von Walter de Gruyter & Co., Berlin und Leipzig. Geh. M. 4.80, geb. M. 6.—.

Inhalt: Erster Vortrag: Materie und Elektrizität. Zweiter Vortrag: Die Bausteine der Atome. Dritter Vortrag: Die Quanten des Lichts. Vierter Vortrag: Spektren und Energiestufen. Fünfter Vortrag: Das Wasserstoffatom. Sechster Vortrag: Die Grundstoffe. Siebenter Vortrag: Das Atom als Planetensystem. Achter Vortrag: Die Molekeln. Neunter Vortrag: Die Radioaktivität. Zehnter Vortrag: Die Umwandlungen der Grundstoffe.

Eine populäre Darstellung der Errungenschaften der modernen Atomphysik; sie bietet nicht bloß eine beschreibende Schilderung der atomaren Welt, sondern führt auch in gemeinverständlicher Weise in die wichtigsten Gedankengänge der Theorie ein.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [21] und laufende Nummer [01 usw.].)

Bodenorganisation. Ein Windrichtungsanzeiger (s. Abb.) der Firma Julius Pintsch, Berlin, in Form eines Flugzeuges ist auf einem besonderen Turm zwischen den beiden Funktürmen auf dem Flughafen Tempelhof drehbar

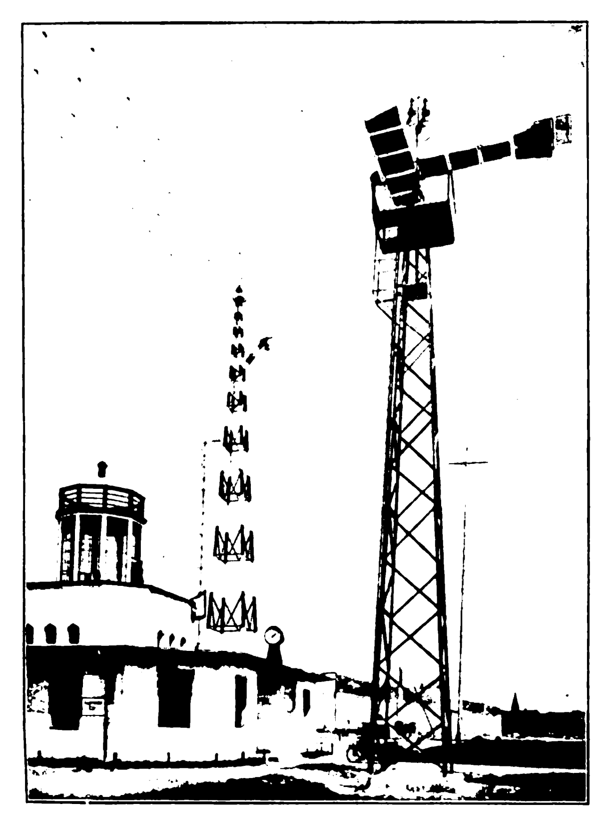


Abb. zu 62101. Windrichtungsanzeiger. Flughafen Tempelhof.

aufgestellt worden und wird des Nachts von über ihm angeordneten Lampen hell beleuchtet.
— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62101.

Flugzeugbau. Gummischaum wird von den meisten europäischen Flugzeugbauern zur Schwingungs- und Schalldämpfung der Motoren verwendet; er ist auch in großer Höhe ein guter Wärmeisolator und schützt gegen Erschütterungen. Hauptsächlich wird er bei Meßinstrumenten und anderen Apparaten benutzt, deren Kästen mit ihm ausgekleidet sind. Die Tatsache des Nichtfaulens und seiner guten Polsterwirkung macht ihn für diese Zwecke besonders geeignet.
— Rubber Foam in Aircraft Construction; Aviation **21**, Nr. 1 vom 5. Juli 1926, S. 28 (1/4 Sp.). *H.* 62102.

Flugzeuge. Bahnbedarf-Sport-HD, Muster D. IIa, der Bahnbedarf A.G., Darmstadt, aus dem Muster E. 1 (vgl. 51405), mit dem Botsch 1925 den Zugspitzenflug gewann, entwickelt.

Rumpf fünfeckig, hinten senkrechte Schneide. Führersitz hinter Tragdeck, davor, durch verschließbare Öffnung im Deck zugänglich, der Fluggastraum, der an den Seiten durch Zellonfenster geschlossen werden kann. Sperrholzbau. Brandschott zwischen Motor und Fluggastraum. Triebwerk nach Lösen von 5 Bolzen als Ganzes ausbaubar. Brennstofftanks im Tragdeckmittelstück, Öltank hinter dem Brandschott.

Tragdeck halbfreitragend, durchlaufend, dreiteilig. Mittelteil unmittelbar auf Rumpfoberseite aufliegend. Die Flügel durch eine Strebe mit Rumpfunterkanten verbunden, nach deren Lösen sie nach hinten geklappt werden können; sie sind einholmig, mit Sperrholznase und Stoffbespannung.

Leitwerk: große Höhenflosse, entlastetes Höhenruder, großes, ausgeglichenes Seitenruder.

Fahrgestell (D.R.P.) ist bis auf die Räder im Rumpf untergebracht. Die durchlaufende Duraluminachse kann ohne Lösen der Federung ausgewechselt werden.

Spannweite	10,5	m
Länge	5,2	m
Flügeltiefe	1,2	m
Flügelfläche	12,5	m
Motor: Anzani	35	PS
Leergewicht	0,255	t
Zuladung	0,195	t
also Fluggewicht	0,450	t
Flächenbelastung	36	kg/m²
Leistungsbelastung	12,8	kg/PS
Flächenleistung	2,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	145	km/h
Mindestgeschwindigkeit	70	km/h
steigt auf 1 km in	10	min
Schnellflugzahl	19,1	—
Weitflugzahl	6,9	—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62103.

Flugzeuge. Travel Air-Post oder -Verkehrs-DD, aus dem dreisitzigen Travel Air-DD (vgl. 60302) durch Einbau einer Fluggastkabine an Stelle der beiden vorderen, offenen Gastsitze entwickelt. Die Kabine ist durch Aufklappen der Seitenfenster und eines darüberliegenden Deckenstückes zugänglich; sie hat 4 Sitze und ist leicht in einen Postraum umzuwandeln.

Motor	Hispano-Suiza	Wright-Whirlwind	Maß
Leistung	180	200	PS
Nutzladung	320	300	kg
Höchstgeschwindigkeit	176	193	km/h
Landegeschwindigkeit	64	64	km/h
steigt auf 300 m in	1,7	1,5	min

— The Travel-Air Mail or Passenger Plane; Aviation **21**, Nr. 2 vom 12. Juli 1926, S. 61 (1/4 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 62104.

Flugzeuge. Curtiss-Jagd-Übungs-DD, Muster AI-4, für die amerikanische Armee aus dem Curtiss-Hawk-P-1-DD durch Austausch des Curtiss D-12-Motors mit einem Wright E-2-Motor entstanden. Rumpf, Tragwerk, Leitwerk und Fahrgestell sind die gleichen wie beim Hawk. Der leichtere und schwächere Motor gibt dem Flugzeug die Eigenschaften eines Übungsflugzeuges. Durch Umwechseln des Motors kann es im Kriegsfall leicht und schnell in ein gutes Jagdflugzeug umgewandelt werden. Die Herstellung und Haltung wird dadurch beträchtlich verbilligt, da das Flugzeugwerk nur Teile eines Musters herzustellen braucht, die Wright E-2-Motoren aber noch aus der Kriegszeit her in großer Anzahl im Besitze der Regierung sind. Die ersten Versuchsflüge haben folgendes ergeben:

Motor: Wright E-2	180	PS
Höchstgeschwindigkeit	212	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	174	km/h
Landegeschwindigkeit	88	km/h
steigt auf 1 km in	3,3	min
Gipfelhöhe	4,6	km
Flugweite	800	km

— The Curtiss Pursuit Training Plane; Aviation **20**, Nr. 1 vom 5. Juli 1926, S. 24 bis 25 (3 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 62105.

Flugzeuge. Curtiss-Falcon-Beobachtungs-DD, Muster O-1, vgl. 61011, ist bei der neuen Lieferung nach Wünschen des Air Corps umgebaut worden.

Der Beobachtersitz ist tiefer gelegt, so daß der Beobachter windgeschützt sitzt und das M.G. leichter bedienen kann. Der unter dem Rumpf gelegene frühere Hilfsbenzintank ist Haupttank geworden; er ist stromlinig so verkleidet, daß die Geschwindigkeit sich nicht verringerte. — Curtiss Falcon Plane Revised; Aviation **21**, Nr. 10 vom 6. September 1926, S. 412 (2 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 62106.

Flugzeuge. Nicholas-Beazley-Handels-DD, Muster Standard J-1, von der Nicholas-Beazley Airplane and Motor Comp., Marshall, Mo., aus Standard J-1 Flugzeugteilen zusammengebaut. Das Flugzeug wird zu Werbezwecken und für Geschäftsreisende von der Gesellschaft verwandt, da alle von ihr hergestellten Gegenstände in Mustern mitgeführt werden können.

Allgemeiner Aufbau gewöhnlich. Zweistieliger Doppeldecker in Holzbauart, mit 3 Sitzen, von denen zwei nebeneinander liegen.

Spannweite		9,6	m
Motor: Curtiss OX-5		90	PS
Leergewicht		0,58	t
Nutzlast	180 kg		
Führer	77 kg		
Betriebsstoff	130 kg		
daher Zuladung	387 kg	0,39	t
also Fluggewicht		0,97	t
Höchstgeschwindigkeit		137	km/h
Betriebsgeschwindigkeit		120	km/h
Landegeschwindigkeit		50	km/h
steigt auf 0,9 km in		10	min
Gipfelhöhe		3,7	km
Flugweite		550	km

— Nicholas-Beazley Produces New Commercial Airplane; Aviation **21**, Nr. 11 vom 13. September 1926, S. 468 (2 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62107.

Flugzeuge. Blackburn-Iris-DD-Flugboot, von J. D. Rennie besonders für Weiterkundungen, U-Bootüberwachung und zur Begleitung von Handelsschiffen in von U-Booten gefährdeten Gewässern gebaut.

Rumpf als zweistufiges Boot ausgebildet, mit scharfer Kielung und spitzer Kimm. Im Bug Sitz für M.G.-Schützen, dahinter doppelsitziger Führerraum und Sitz für Funker; hinter den Tragdecks Sitz für 2. M.G.-Schützen.

Triebwerk: drei nebeneinanderliegende Rolls-Royce-Condor III-Motoren von je 700 PS mit vierflügeliger Zugschraube in je einer besonderen Gondel zwischen den Tragdecks; über jedem Motor im Oberdeck ein Falltank.

Tragdecks durchlaufend, in geringer V-Stellung. Außer den Motorgondel-Stielen an den Enden je 2 Stielpaare. Unter den Endstielpaaren Stützschwimmer. Stromliniendraht-Verspannung. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk: zwei übereinanderliegende Höhenflossen und -Ruder, dazwischen drei nebeneinanderliegende Kielflossen und Seitenruder.

Nähere Angaben werden noch geheimgehalten.

— For Imperial Defence; The Aeroplane **31**, Nr. 10 vom 8. Sept. 1926, S. 296 (1 Sp., 3 Lichtb.). *H.* 62108.

Flugzeuge. Heath-Sport-Tomboy-HD von C. Linstedt und E. B. Heath, dem Direktor der Heath Airplane Comp., Chicago, gebaut.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Führersitz auf Oberseite zwischen den Flügelholmen, durch Stirn- und Rückenhöcker geschützt. Warren-Bauart aus Spruceholmen und -Streben mit Sperrholz-Knotenplatten. Stoffbekleidung.

Triebwerk in Rumpfnase, sorgfältig mit Aluminiumblech verkleidet.

Tragdeck freitragend, durchlaufend, nach den Enden in Dicke und Tiefe abnehmend. Zwei durchlaufende Holme, vorderer rund, als Flügelnase ausgebildet, hinterer viereckig. Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich, mit durchlaufender Achse, die V-Stiele sind stromlinig miteinander verkleidet; Gummifederung.

Spannweite	7,9	m
Länge	5,0	m
Höhe	1,7	m
Flügelfläche	7,2	m^2
davon Querruder	0,9	m^2
Höhenflosse	0,4	m^2
Höhenruder	0,5	m^2
Seitenruder	0,2	m^2
Motor: Bristol-Cherub	30	PS
Leergewicht	0,12	t
Brennstoff	135	l
Schmieröl	3,8	l
Höchstgeschwindigkeit	175	km/h
Landegeschwindigkeit	55	km/h

— The Heath Sport Plane; Aviation **21**, Nr. 8 vom 23. Aug. 1926, S. 321 bis 322 ($2\frac{1}{4}$ Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62109.

Flugzeuge. Rohrbach-Roland-Verkehrs-HD, Muster Ro. VIII, s. Abb. 1 bis 2, von der Rohrbach-Metall-Flugzeugbau G. m. b. H., Berlin, in der von den Rohrbach-Flugbooten bekannten Rohrbach-Bauweise gebaut.



Abb. 1 zu 62110. Rohrbach-Roland-Verkehrs-HD.

Rumpf rechteckig, mit stark abgerundeten Oberkanten, hinten spitz. Führerraum mit zwei nebeneinanderliegenden Sitzen und Doppelsteuerung auf Rumpfoberseite vor Tragdeckvorderkante, so daß gute Sicht nach allen Seiten ist. Im Mittelteil Fluggastraum mit 10 Sitzen, über denen Gepäcknetze und Deckenlampen angeordnet sind. An jeder Seite liegen 5 Kurbel-Fenster. Im Hinterende des Gastraumes besondere Toilette. Einsteigtür an Steuerbord. Weiter nach hinten gesonderter, durch große Klappe von außen zugänglicher Gepäckraum. Metallbau aus glatten Duraluminblechen und einfachen Profilen.

Triebwerk: Mittelmotor in Rumpfnase, Seitenmotoren in besonderen Gondeln, die unter und vor den Flügeln angeordnet sind. Brennstofftanks in den Flügeln; Förderung durch Membran-Pumpen.

Tragdeck halbfreitragend, dreiteilig. Die beiden Flügel rechteckigen Querschnitts mit besonders abgerundeten Außenenden sind in starker V-Stellung am geraden Mittelstück angeschlossen. Die Flügelmitte ist als Kastenträger aus Duraluminplatten und -Winkelprofilen ausgebildet, an

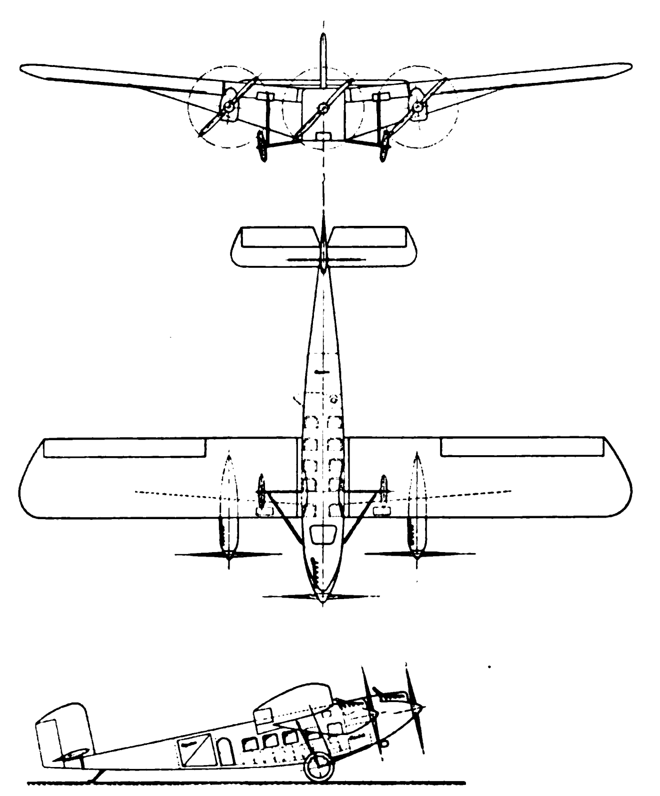


Abb. 2 zu 62110. Rohrbach-Roland-Verkehrs-HD.

den viel schwächer gebaute Nasen- und Endkästen mittels Gelenken angeschlossen sind, so daß nach ihrem Abklappen das Flügelinnere leicht nachgesehen werden kann (Rohrbach-Bauweise! D. Ber.). Diese Kästen sind teilweise als Betriebsstofftanks ausgebildet. Zu einem Bündel vereinigte Verspannseile gehen etwa von Flügelmitte zu den Rumpfunterkanten.

Leitwerk besonders groß bemessen, um bei Ausfall eines Seitenmotors noch gute Steuerwirkungen zu erzielen. Unentlastete Ruder.

Fahrgestell: an Rumpfunterkanten angelenkte Achsstummel, die senkrecht nach oben gegen Tragdeck, schräg nach vorne gegen Rumpfunterkanten durch je eine Strebe abgefangen sind. Federung durch Spiralfedern ohne Vorspannung.

Ausrüstung: F. T.-Station von rd. 70 W Antennenleistung. Dynamo mit Windflügelantrieb, 12-V-Batterie, Feuerlöschgerät, Kreiselneigungsmesser, Spezialhöhenmesser für Nachtflug und Suchscheinwerfer.

Spannweite		26,0	m
Länge		16,3	m
Höhe		4,5	m
Seitenverhältnis		1:7,7	
Flügelfläche		88	m²
Motor: BMW IV		3 × 230	PS
Leergewicht		3,365	t
Brennstoff	794 kg		
Nutzlast	956 kg		
Besatzung	160 kg		
Zuladung	1900 kg	1,900	t
also Fluggewicht		5,265	t
Flächenbelastung		59,8	kg/m²
Leistungsbelastung		7,6	kg/PS
Flächenleistung		7,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		195	km/h
Landegeschwindigkeit		100	km/h
steigt auf 1 km in		7	min
Gipfelhöhe		5,5	km
Schnellflugzahl		16,7	—
Weitflugzahl		5,5	—
Hochflugzahl		9,3	—
Flugdauer		5	h

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62110.

Flugzeuge. Albessard-Triavion-Sportflugzeug mit hintereinanderliegenden Tragdecks (s. Abb.).

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitze zwischen den Tragdecks. Holzbau mit Sperrholzbeplankung.

Triebwerk in Rumpfspitze aufgehängt.

Tragdecks in V- und Pfeilstellung, hintereinander, unmittelbar über dem Rumpf angeordnet. Vorderes Deck hat größere Spannweite als hinteres. Der Mittelteil des Vorderdecks hat nichttragenden Flügelschnitt, so daß die Luft annähernd ungestört das Hinterdeck anströmt. Die Außenenden des Vorderdeckes und das Hinterdeck tragen allein. Diese Anordnung gibt infolge der Schwer- und Druckpunktverteilung eine hohe Eigenstabilität. Querruder längs aller tragenden Teile dienen auch zur Profilverstellung und können unabhängig voneinander bedient werden. Flügel halbfreitragend; Vorderflügel durch je vier, Hinterflügel durch je zwei Streben gegen Rumpfunterkanten abgefangen. Holzbau mit Sperrholzbeplankung.

Leitwerk gewöhnlich, unausgeglichene Ruder. Das Flugzeug könnte alleine mit den Querrudern und durch Gasgeben gesteuert werden.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, deren Mitte gegen Rumpfunterkanten durch V-Strebe abgestützt ist, Gummifederung.

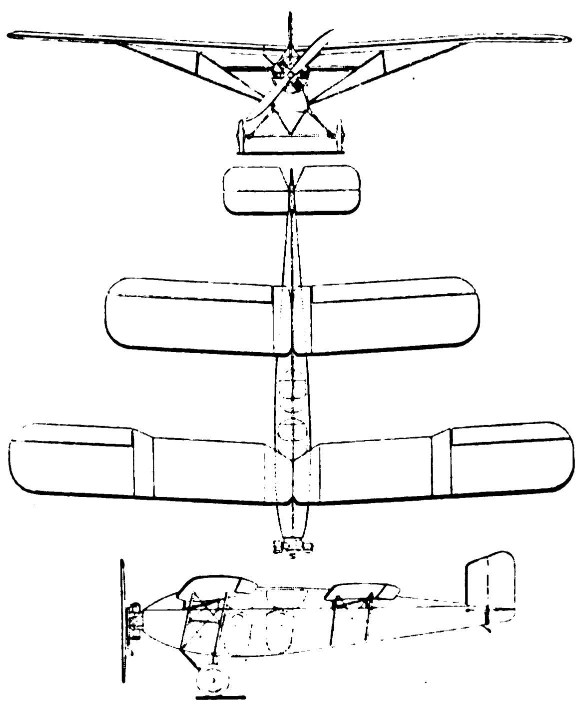


Abb. zu 62111. Albesard-Triavion-Sportflugzeug.

Spannweite vorne	11,50	m
» hinten	7,60	m
Länge	7,0	m
Höhe	2,0	m
tragende Flügelfläche vorne	7,7	m²
» » hinten	10,8	m²
gesamte tragende Flügelfläche	18,5	m²
nichttragende Flügelfläche vorne	7,5	m²
Motor: Anzani	70	PS

Tragwerkleergewicht	0,20 t	
Triebwerkleergewicht	0,12 t	
also Leergewicht		0,32 t
Besatzung	0,15 t	
Betriebsstoffe	0,08 t	
also Zuladung		0,23 t
daher Fluggewicht		0,55 t
Flächenbelastung		29,8 kg/m²
Leistungsbelastung		7,9 kg/PS
Flächenleistung		3,8 PS/m²

Errechnete Leistungen:

Höchstgeschwindigkeit	125	km/h
Mindestgeschwindigkeit	65	km/h
Gipfelhöhe	4,8	km
Schnellflugzahl	9,2	
Weitflugzahl	3,7	
Hochflugzahl	5,7	
Flugweite	650	km

— *J. Serryer*, Le »Triavion« Albessard; Les Ailes **16**, Nr. 272 vom 2. September 1926, S. 3 (2¼ Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 62111.

Flugzeuge. Russischer Zweisitzer-Aufklärungs-DD, auf einer Reichsflugwerft in Moskau im Bau.

Rumpf rechteckig, Holzbauart mit vier Rumpfholmen aus Kiefernholz. Dreiteilig (Vorder-, Mittel- und Hinterteil) mit Stahlblechknotenpunkten. Vorder- und Mittelteil sperrholzbeplankt, Hinterteil oben Sperrholz, sonst stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil.

Tragdecks stark gestaffelt; zweiteilige Kastenholme mit Sperrholzstegen. Stoffbespannung. Ausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich. Höhenflosse einstellbar, geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell: gewöhnlich, aus Stahlrohren.

Spannweite	14,00 m
Flügeltiefe	1,75 m
Seitenverhältnis	8
Einstellwinkel	3°
Staffelung	0,42 m
V-Stellung	3°
Flügelfläche	45,54 m²
Höhenflosse	3,0 m²
Höhenruder	2,6 m²
Tragwerkleergewicht	0,28 t
Fluggewicht	1,95 t
Flächenbelastung	42,9 kg/m²

— *P. Kreysson*, Statische Untersuchung eines Aufklärungsflugzeuges; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **8**, Nr. 1 vom Januar 1925, S. 22 bis 29, 10 Sp., 5 Lichtb., 5 Zeichn., 5 Zahlentafeln). *Sy.*, *H.* 62112.

Flugzeuge. Bird-Turen-DD, entworfen von N. A. Goddard, gebaut bei der Bird Aircraft Comp., San Diego, Cal.

Rumpf rechteckig, Oberseite stark abgerundet, hinten senkrechte Schneide. Hinter dem Motor geschlossener Fluggastraum, dahinter Führersitz. Stahlrohrbau.

Triebwerk: Stirnkühler, Falltank im Oberdeckmittelteil.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, dreiteilig. Unterflügel an den Rumpfunterkanten angesetzt. Hölzerne Kastenholme, Stoffbespannung, beiderseits ein Stielpaar. Verspannung. Querruder nur an Unterflügeln.

Leitwerk: gewöhnlich, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse.

Motor: Curtiss OX-5	90	PS
Fluggewicht	0,45	t
Höchstgeschwindigkeit	177	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	154	km/h
Flugdauer	5	h

— The Bird Two-Seater Touring Plane; Aviation **21**, Nr. 10 vom 6. September 1926, S. 420 (2 Sp., 2 Lichtb.). *H.* 62113.

Luftschrauben. Der Einfluß der großen Umfangsgeschwindigkeiten (s. Abb.) gewinnt im Hinblick auf die Gewohnheit der Motorenbauer die Motorleistung durch Steigerung der Drehzahl zu erhöhen, an Bedeutung. Der

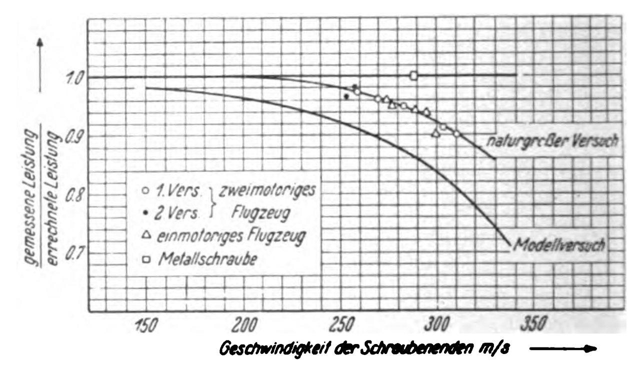


Abb. zu 62114. Einfluß der großen Umfangsgeschwindigkeiten auf den Schraubenwirkungsgrad.

Einbau von Untersetzungsgetrieben bedeutet stets eine Vergrößerung des Motorgewichtes und Leistungsverlustes. Versuche, den Einfluß der Umfangsgeschwindigkeit festzustellen, sind erst sehr selten gemacht worden; einige Modellversuche, und ein Vergleichsversuch an einem D. H. 9a-DD, der mit einem Napier-Lion-Motor ausgerüstet war.

Zahlentafel zu 62114. Beziehung zwischen Leistung, Vorwärtsgeschwindigkeit, Schrauben-

Motor	Höchst-drehzahl	Unter-setzung	Höchst-leistung	129 km/h				161 km/h				193 km/h				225 km/h			
				Schrauben-durch-messer	Umfangs-geschwin-digkeit	η errech-net	η unt. Be-rücks. d. Um-fangs-geschw.	Schrauben-durch-messer	Umfangs-geschwin-digkeit	η errech-net	η unt. Be-rücks. d. Um-fangs-geschw.	Schrauben-durch-messer	Umfangs-geschwin-digkeit	η er-rechnet	η unt. Be-rücks. d. Um-fangs-geschw.	Schrauben-durch-messer	Umfangs-geschwin-digkeit	η er-rechnet	η unt. Be-rücks. d. Um-fangs-geschw.
	U/min	—	PS	m	m/s	—	—	m	m/s	—	—	m	m/s	—	—	m	m/s	—	—
Eagle IX	2000	0,60	395	4,05	254	72	71	3,88	238	78,5	78	3,60	226	82,5	82	3,51	220	84	84
Napier V	2200	0,659	502	3,90	297	68	63	3,82	281	75	72	3,54	268	80	78	3,39	258	83	81
Napier DD	2200	1,0	502	3,17	366	64	—	2,81	345	70	—	2,87	330	75	65	2,80	324	79	69
Puma	1540	1,0	258	3,23	271	71	69	3,05	246	78	77	2,9	233	76	76	2,80	226	83,5	83
Nimbus	1600	1,0	335	3,36	282	70	67	3,17	266	76	74	3,05	256	77	76	2,93	246	83	82
Jupiter IV	1750	1,0	436	3,42	314	67	60	3,23	296	74	69	3,11	285	78,5	75	2,98	273	82	79
Jupiter VI	1870	1,0	467	3,42	335	65	62	3,23	317	72	64	3,11	305	77	71	2,98	291	81	76
Jaguar III	1760	1,0	382	3,30	305	68	62	3,11	287	75	71	2,96	273	80	77	2,84	261	83	81
Jaguar IV	1870	1,0	421	3,30	324	66	58	3,11	305	73	67	2,96	291	78	73	2,84	277	82	79
Condor III	2100	0,477	702	5,15	280	71	69	4,82	254	77	76	4,61	241	82	81	4,46	233	83,5	83
Condor	2200	0,582	800	4,73	315	66	59	4,45	298	73	68	4,24	284	79	75	4,06	271	82	79
Condor DD	2200	1,0	816	3,57	412	60	—	3,36	387	67	—	3,24	373	73	—	3,11	359	77	—

Drei weitere Versuchsreihen ergaben folgendes: erste Versuchsreihe mit einem zweimotorigen Flugzeug ergab, daß die Leistung bei einer Umfangsgeschwindigkeit oberhalb von 260 m/s schnell abnahm und bei 310 m/s nur 90 vH der erwarteten Leistung ausmachte. Bei einer Umfangsgeschwindigkeit oberhalb von 280 m/s wurde das Geräusch sehr stark und verursachte starke Kopf- und Ohrenschmerzen. Versuche, die Mängel durch Zuschärfen der Eintrittskante und durch Abflachen der Wölbung an den Enden abzustellen, blieben erfolglos, lediglich das Geräusch wurde etwas gedämpft. Andere Schrauben mit nach den Enden sehr stark abnehmender Blattbreite zeigten ebenfalls gleiche Leistungsabnahme bei zu hohen Umfangsgeschwindigkeiten.

Eine zweite Versuchsreihe mit einem einmotorigen Flugzeug ergab bei einer Umfangsgeschwindigkeit von 290m/s nur eine Leistung von 93 vH der erwarteten. Verkleinerung des Durchmessers und Verringerung der Blattdicke an den Enden ergab eine höhere Umfangsgeschwindigkeit von 329 m/s, aber keine Leistungserhöhung; die Leistung war vielmehr auf 87 vH der erwarteten Leistung gefallen. Eine dritte Versuchsreihe mit einem einmotorigen Flugzeug und einer Metallschraube ergab bis zu 290 m/s, der höchsten mit dieser Schraube erzielten Drehzahl, keine Verluste gegenüber der errechneten Leistung.

Da die Durchschnittsgeschwindigkeit der meisten Verkehrsflugzeuge 160 km/h beträgt, zeigt die Zahlentafel, daß nur drei Motoren die Grenze der zulässigen Umfangsgeschwindigkeit nicht überschreiten. Es kann angenommen werden, daß der Gebrauch vierflügeliger Schrauben auch noch einige andere Motoren verbessern würde, jedoch müssen dann eingehende Versuche an den einzelnen Flugzeugen vorgenommen werden.

— *R. K. Pierson*, Airscrew Tip Speeds; Flight **18**, Nr. 30 vom 29. Juli 1926, The Aircraft Engineer, S. 67 bis 69 (4 Sp., 1 Schaub., 1 Zahlentafel). *H.*, *E.* 62114.

Motorteile. Stromlinig verkleidete Kühler und Kühlrippen verringern den Luftwiderstand. Bei wassergekühlten Motoren wird der Kühler in den Flugzeugrumpf, meistens auf der Unterseite, eingebaut und Kühlluft durch eine kleine Stirnöffnung mit Hilfe der Auspuffgase durch einen besonderen Ejektor angesaugt. Bei luftgekühlten Motoren werden die Zylinder-Kühlrippen umkleidet, nur eine schmale Stirnöffnung freigelassen und die Kühlluft ebenfalls durch die Auspuffgase abgesaugt.

Piero Magni kühlt einen 50 PS-Anzani, der vollkommen verkleidet eingebaut ist, dadurch, daß mittels Ventilatorschaufeln k (s. Abb.), die vor und hinter der Luftschraube auf der Schraubenwelle angeordnet sind, durch eine Stirnöffnung h Luft angesaugt wird. Diese wird dann mittels Leitflächen an die zu kühlenden Teile geführt und entweicht aus den hinten liegenden Öffnungen e. Der mittels 4 Bolzen am Brandschott befestigte Motor kann nach Abnahme der Verkleidung nach der Seite geklappt und leicht nachgesehen werden. Die Kühlung arbeitete wie im freien Luftstrom.

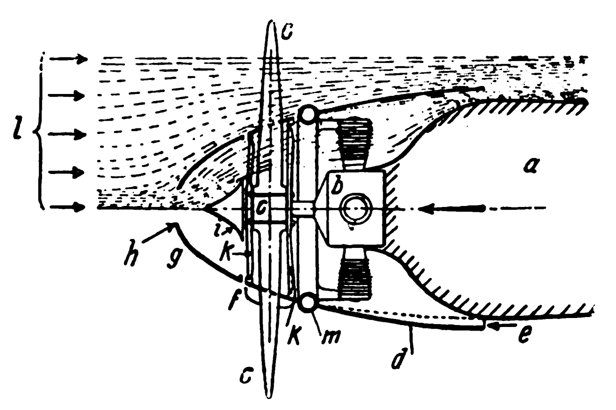


Abb. zu 62115. Piero Magni-Kühlung.

— Le refroidissement des moteurs par circulation d'air forcée; Les Ailes **16**, Nr. 273 vom 9. September 1926, S. 3 (2 Sp., 2 Lichtb., 1 Skizze). *H.* 62115.

Motorteile. Leichtmetallkolben müssen dicke Kolbenböden haben, da dünne Böden heiß bleiben, verkrusten, sich stark ausdehnen und so ein unnötig großes Spiel erfordern. Die hohen Temperaturen machen eine starke Verdichtung des Gemisches schwierig, deswegen sollten auch Kolben mit dicken Böden nicht konkav ausgebildet werden, da sich in der Höhlung heiße Zonen bilden. Rippen übertragen die Wärme auf das Schmiermittel und machen es zu dünnflüssig. Gerader, dicker Kolbenboden, nach der Mitte in Wandstärke abnehmend, aus einem die Wärme gut leitenden Baustoff, ist am geeignetsten. Nach R. de Fleury werden in Frankreich folgende Legierungen, Werte bezogen auf Aluminium, für Kolben verwendet:

	Dichte	Wärmeleitfähigkeit	Ausdehnungs-Koeffizient
Aluminium mit 12 vH Kupfer	1	1	1
Alpax (Silumin)	0,9	1,3	0,9
Magnesium (Elektron)	0,6	1,5	1,2

Eine Kennzahl: Wärmeleitfähigkeit geteilt durch Wärmeausdehnung und Dichte, zeigt für die thermodynamisch und mechanisch günstigen Baustoffe die höchsten Werte.

— *Ehlermann*, Leichtmetallkolben; Der Kraftwagen **19**, Nr. 20 vom 20. Juli 1926, S. 459 bis 460 (1 Sp., 1 Skizze). *H.* 62116.

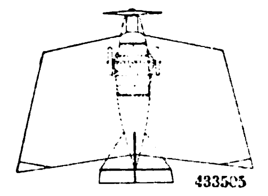
durchmesser, Umfangsgeschwindigkeit und Schraubenwirkungsgrad verschiedener Motoren.

257 km/h				290 km/h				322 km/h				354 km/h			
Schraubendurchmesser	Umfangsgeschwindigkeit	η errechnet	η unt. Berücks. d. Umfangsgeschw.	Schraubendurchmesser	Umfangsgeschwindigkeit	η errechnet	η unt. Berücks. d. Umfangsgeschw.	Schraubendurchmesser	Umfangsgeschwindigkeit	η errechnet	η unt. Berücks. d. Umfangsgeschw.	Schraubendurchmesser	Umfangsgeschwindigkeit	η errechnet	η unt. Berücks. d. Umfangsgeschw.
m	m/s	—	—	m	m/s	—	—	m	m/s	—	—	m	m/s	—	—
3,42	215	85	85	3,30	207	85	85	3,20	201	85,5	85,5	3,15	198	86	86
3,30	250	84	83	3,21	242	85	84	3,11	236	85,5	85	3,04	230	86	86
2,68	309	82	75	2,59	299	83,5	77	2,53	291	84,5	79	2,49	286	85	81
2,71	219	85	85	2,62	211	85	85	2,56	206	85,5	85,5	2,52	203	86	86
2,84	238	84,5	84	2,73	231	85	85	2,67	224	85,5	85	2,64	222	86	86
2,86	262	84	82	2,81	256	85	83	2,72	249	85,5	84	2,67	246	86	85
2,86	280	83	79	2,81	275	84	81	2,72	266	85	82,5	2,67	262	86	84
2,77	256	84	82	2,49	247	85	84	2,62	241	85,5	85	2,58	235	86	85
2,77	273	83	80	2,49	262	84,5	82	2,62	256	85	83	2,58	253	85,5	84
4,3	226	85	85	4,18	220	85,5	85	4,05	212	86	86	3,97	209	86	86
3,94	263	83	81	3,82	255	84,5	83	3,72	249	85	84	3,63	244	86	85
2,99	345	80	—	2,90	332	82	—	2,84	326	83,5	73	2,80	320	84	74

Luftfahrt-Patentschau.

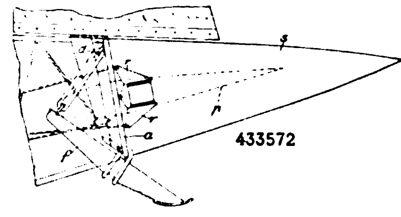
Deutsche Patente.

433505 / 62b, 5. Flugzeug mit die ganze Rumpflänge einnehmendem, eigensteifem Tragdeck. H. Hayden, Graz. B 28. 12. 22 V 1. 9. 26. Die Abmessungen des Tragdecks sind bei ganz oder nahezu senkrecht zur Flugrichtung liegenden geraden Ein- und Austrittskanten und nach hinten auseinanderlaufenden geraden Seitenkanten so gewählt, daß das Verhältnis zwischen



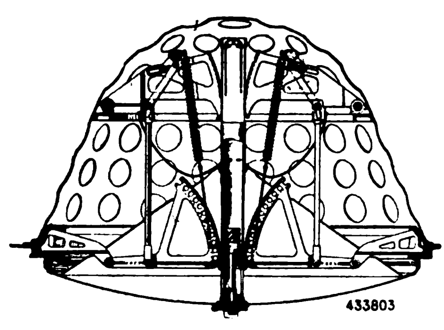
vorderer Spannweite, hinterer Spannweite und Tiefe des Gesamttragdecks zwischen 2 : 3 : 2 und 3 : 4 : 2 liegt. Der Zweck dieser Ausbildung besteht nach der Patentschrift darin, »bei möglichster Einschränkung der Abmessungen (Spannweite) dennoch möglichst große Tragfähigkeit und gute Flugeigenschaften zu erhalten«.

433572 / 62b, 1. Flugzeugrumpf. Caspar-Werke, Komm.-Ges. a. A. (Erf.: Dipl.-Ing. E. Ritter von Lößl), Travemünde-Priwall. B 13. 7. 24 V 2. 9. 26. Unter Schutz steht die Anordnung eines Endspantes *a*, der zur Aufnahme der Lagerteile für den Sporn und für das Höhen- und Seitenruder dient und zusammen mit diesen Lagerteilen am Rumpf befestigt und von diesem abgenommen werden kann; der als Metallrahmen ausgebildete Endspant ist an dem Flugzeugrumpf leicht



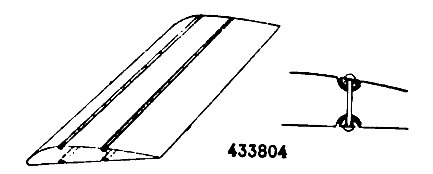
lösbar befestigt, z. B. durch obere und untere Lappen; die Lagerteile für das Seitenruder sind an dem oberen Querteil und die Lagerteile *r* für das Höhenruder *p* an den beiden Längsteilen befestigt. Die Lager für die kardanische Aufhängung des Sporns *f* sind an dem unteren Querteile des Endspantes befestigt, während die Aufhängung *d* der Spornfederung an dem oberen Querteil erfolgt. Leicht abnehmbar an den Rahmen *a* angesetzt ist die Metallkappe *s*.

433803 / 62a, 22. Ventilmechanismus. B. F. Goodrich Cy, New York. B 25. 7. 24 V 11. 9. 26. Der erste Anspruch (von 15) lautet: »Ventilmechanismus mit einem damit zusammenwirkenden Ventilsitzgebilde, die durch ein oder mehrere Ventilantriebshebel getrieblich mit elastischen Organen, wie Federn, verbunden sind, um das Ventil auf seinen Sitz zu treiben, dad. gek., daß die Ventilantriebshebel mit Vorrichtungen zur Veränderung des Momentenarms der Feder bzw. der



Federn an dem Hebel bzw. den Hebeln zusammenwirken, derart, daß die Federn an verschiedenen Punkten an den Hebeln angreifen, so daß Einstellungen der Federkraft hinsichtlich ihrer Wirkung auf die Beziehung zwischen den Ventilwiderständen bei geschlossener und offener Lage wettgemacht werden.«

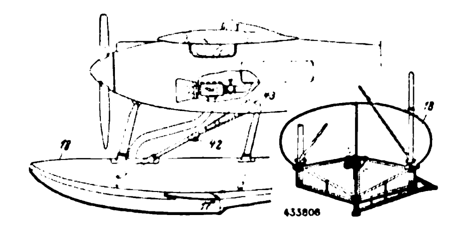
433804 / 62b, 4. Metalltragfläche für Flugzeuge. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim. B 30. 1. 25 V 7. 9. 26. Die Blechkanten an den Stoßstellen der in der Längsrichtung der Flügel verlaufenden Blechbahnen sind in bekannter Weise unter Verwendung von Deckleisten durch Schrauben oder Niete, die von der



Ober- zur Unterseite des Flügels gezogen sind, befestigt; die Stoßstellen sind übereinander angeordnet, so daß für je zwei Stoßstellen gemeinsame Befestigungsglieder dienen; die in Halbzylinderform nach innen abgebogenen Blechkanten übergreifen sich und sind in den Einbuchtungen durch entsprechend geformte Deckleisten ausgefüllt.

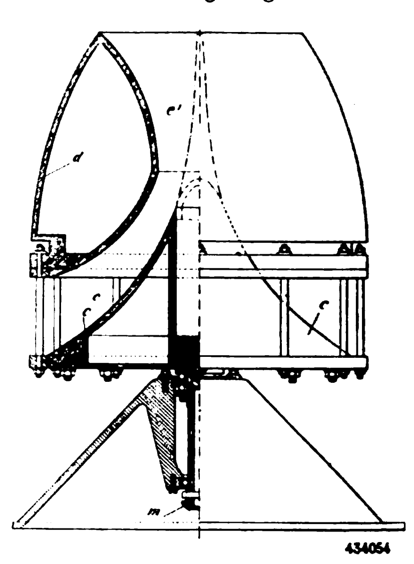
433805 / 62b, 6. Flugzeug mit um parallel zur Längsachse liegende Achsen freidrehbaren Tragflächen. H. Dütsch, Prien (Schweiz). B 21. 11. 24 V 11. 9. 26. Die Lage jeder sich in der Flugrichtung weit erstreckenden Tragfläche wird durch ein Pendel aufrechterhalten, das mit der Tragfläche fest verbunden ist. . . .

433806 / 62b, 44. Wasserflugzeug. J. V. Martin, Garden City (V. St. A.). B 7. 11. 23 V 11. 9. 26. Bezieht sich auf Wasserflugzeuge mit an den Flugzeugrumpf anlegbarem und durch Luft aufblasbarem Schwimmkörper. Nach der Erfindung besteht der Schwimmkörper aus einem starren Bodenhohlkörper 17 und einem zusammenlegbaren oberen Teil 18. Die eine Strebe 42 ist als



Knickhebel ausgebildet; die Drehachse des einen Knickhebelschenkels 43 wird zum Einholen des Schwimmkörpers angetrieben. Der Schwimmkörper ist in Schottenräume unterteilt, wobei jeder Schottenraum des zusammenlegbaren Teiles für sich durch ein besonders geführtes Luftzuleitungsrohr aufgeblasen werden kann; zum Aufblasen ist eine Luftschöpfvorrichtung im Propellerstrom vorgesehen.

434054 / 62b, 37. Vortrieb- oder Auftriebvorrichtung. A. Jancel, Aulnay-sous-bois (Frkr.). B 2. 3. 24. V 22. 9. 26. Die Vorrichtung besteht aus einem Schaufelrad *c*, das das umgebende Fluidum in zu seiner Achse senkrechter Richtung ansaugt und zusammen mit einem Körper *d* umläuft, dessen Innenraum einen vom Schaufelrad in Achsrichtung ausgehenden, sich



zunächst verengenden ringförmigen Kanal *e* bildet, der sich weiterhin bis zu einem kreisförmigen Querschnitt erweitert; es wird so das angesaugte Fluidum der Verengung e_1 des Innenraumes unter wachsendem Druck und wachsender Geschwindigkeit zugeführt; hinter der Verengung e_1 entsteht ein Reaktionsdruck, und zwar in einer zur Ansaugrichtung senkrechten Richtung.

434967 / 62b, 6. Flugzeug mit ausziehbarem Rumpf und zwei hintereinanderliegenden Tragflächen. A. Uszléber, Budapest. B 14. 12. 24. V 6. 10. 26. Die Erfindung bezieht sich auf ein Flugzeug mit ausziehbarem Rumpf und zwei hintereinanderliegenden Tragflächen und sucht derartige Anordnungen dadurch zu verbessern, daß von den beiden durchgehenden Tragflächen, die mit je einem Paar Hilfsflächen ausgestattet sind, die vordere Tragfläche um eine Querachse einstellbar, die hintere Tragfläche dagegen fest angeordnet ist. Hierbei sitzen die Hilfsflächen der hinteren Tragfläche in an sich bekannter Weise seitlich in ihrer Ebene ausschwingbar und sicherbar zwecks Vergrößerung der wirksamen Tragfläche bei erhöhter Belastung.



Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1588247. S. P. **Lyon,** Tippecanoe City, Ohio. High-lift radiator. B 29. 3. 23 V 8. 6. 26.

Wasserkühler in Tragflächen-Form.

A. 1588261. C. L. **Paulus** und R. **Kauch,** Dayton, Ohio. Magazinedischarger for pyrotechnic signals. B 25. 1. 24 V 8. 6. 26.

Auslösegerät für Feuerwerks-Signal-Körper.

A. 1588262. C. L. **Paulus** und R. **Kauch,** Dayton, Ohio. Gun mount. B 15. 3. 24 V 8. 6. 26.

Drehbarer M. G.-Ring mit unter 45° geneigten Kugellagern.

A. 1588268. J. A. **Roché,** Dayton, Ohio. Fuselage construction. B 30. 4. 23 V 8. 6. 26.

Laschenverbindung für Rohrknotenpunkte.

A. 1588615. H. M. **Rockwell,** Bristol, Conn. Aircraft. B 22. 10. 21 V 15. 6. 26.

Flugzeug (Eindecker) mit nach hinten gezogenem Tragdeck-Mittelteil, an den sich das Höhenruder unmittelbar anschließt.

A. 1588639. S. **Wiley,** Metuchen, N. J. Emergency-landing flare. B 3. 8. 25 V 15 6. 26.

Mit Fallschirm versehener Leuchtsatz, der zur Erhellung eines Notlandungs-Geländes zu dienen vermag, ist, vom Luftfahrzeug-Führer zündbar und auslösbar, bei Nichtgebrauch in einem unten offenen Gehäuse untergebracht.

A. 1588713. J. H. **Ellingsworth,** East Moline, Ill. Parcel parachute. B 24. 12. 25 V 15. 6. 26.

Frachten-Fallschirm an der Rumpf- oder Gondelseite in einem herunterschwenkbaren Zylinder untergebracht.

A. 1588845. A. **Lamblin,** Paris. Radiator. B 24. 7. 23 V 15. 6. 26.

Vorderer und hinterer Sammler durch plattenförmige Kühlelemente verbunden; das Ganze um eine Hohlachse des Vordersammlers in verschiedene Schräglagen einstellbar.

A. 1589174. Sp. **Heath,** Elkridge, Md. Variable-pitch propeller. B 10. 8. 21 V 15. 6. 26.

Verstell-Propeller mit Zahnrad-Verstell-Getriebe.

A. 1589277. S. **Wiley,** Metuchen, N. J. Emergency-landing flare. B 15. 12. 25 V 15. 6. 26.

Leuchtsatz zur Erhellung von Landungs-Gelände, an einem Fallschirm abwerfbar, entzündet sich nach kurzer Fallzeit selbsttätig.

A. 1589590. J. E. **Fowler,** Mobile, Ala. Flying machine. B 16. 2. 25 V 22. 6. 26.

Dreidecker mit mehreren Antriebseinheiten auf den Flügeln.

A. 1589591. J. E. **Fowler,** Mobile, Ala. Rudder mechanisme for flying machines. B 16. 2. 25 V 22. 6. 26.

Ruder mit allseitiger Beweglichkeit und Steuer-Einrichtung dazu.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 250945. A. R. **Thörnblad,** Stockholm. Parachutes. B 13. 4. 25 V 30. 6. 26.

Fallschirm mit ventilartig wirkenden, erweiterungsfähigen Luftdurchlässen.

E. 251177. A. W. **Lawson,** New York. Passenger compartments B 21. 10. 25 V 30. 6. 26.

Passagierraum, auch für Luftfahrzeuge, mit Mittelgang und übereinanderliegenden Sitzen.

E. 251261. Fa. H. und M. **Farman,** Billancourt (Frkr.). Speed-reducing gear. B 23. 4. 25 V 7. 7. 26.

Planetengetriebe; die Planetenräder sitzen gegenüberliegend auf zwei Querachsen an der Luftschraubenwelle.

E. 251412. H. E. S. **Holt,** London. Parachute apparatus. B 28. 3. 25 V 7. 7. 26.

In sich geschlossene Federstahlbänder sind in die Schirmfläche eingenäht; bei der Verpackung werden sie in 8-Form zusammen gelegt; beim Herausziehen des Fallschirms aus seinem Gehäuse wirken sie entfaltend.

E. 251419. J. W. **Hoback** und F. **Nendel,** Orcutt (V. St. A.). Flying machine. B 14. 4. 25 V 7. 7. 26.

Hubschrauber; die Hubschrauben bestehen aus 2 halbkreisförmigen Blättern.

E. 251592. F. L. **Watson,** Flagler (V. St. A.). Aeroplanes. B 28. 4. 25 V 7. 7. 26.

Die Vortriebsschraube läßt sich in Hubschrauberstellung verschwenken; verschließbare Schlitze in den Tragflächen; Auftriebschraube am Rumpfende.

E. 251645. J. E. **Noeggerath,** Berlin. Flying machine for vertical and horizontal flight. B 29. 4. 25 V 7. 7. 26.

In einen Hubschrauber umwandelbares Flugzeug; verschiedene Ausführungsformen; beispielsweise Deck mit Antriebseinrichtung und Leitwerk gegenüber hochstelzigem, wagerecht bleibendem Passagierrumpf senkrecht einstellbar.

E. 251658. G. **Bain,** London. Device for slow down and sustain an aeroplane or the like at speeds less than that ordinarily required to sustain the machine. B 3. 2. 25 V 14. 7. 26.

Auftrieb durch winkliges Anblasen von Tragflächen; einstellbare Flächen als Luftwiderstandskörper.

E. 251753. Armstrong Whitworth Aircraft Ltd. und F. **Pratt,** Coventry, Air screws. B 14. 4. 25 V 14. 7. 26.

Kegelige Haube aus Furnierholz als Schrauben-Naben-Verkleidung.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 606032. R. E. **Badin.** Dispositif de lecture applicable aux instruments de mesure à graduation circulaire et principalement aux compas d'aéronefs. B 23. 10 25 V 5. 6. 26.

Der in der Längsachse des Luftfahrzeugs befindliche Teil der Kompaßrose wird mittels eines Spiegelsystems vergrößert und in besonders bequemer Weise dem Auge des Führers dargeboten.

F. 606244. M. A. **Mazade.** Procédés de stabilisation automatique des avions. B 19. 2. 25 V 3. 6. 26.

Kuppelung der Regelungsorgane des Motors (Vergaser, Vorzündung usw.) mit dem Steuerhebel.

F. 606301 J. J. **Sikorsky.** Perfectionnements aux machines volantes. B 19. 8. 25. V 11. 6. 26.

Korrektionsflächen im Bereiche des Schraubenluftstroms.

F. 606593. L. H. L. A. **Bourdeau.** Envol sustentation et équilibrage des avions sans condition préalable de vitesse ou de vent B 27. 2. 25 V 16. 6. 26.

Zusammenfassung und Leitung des Luftstromes hinter der Schraube.

F. 606598. A. P. **Filippi.** Procédés et dispositif pour assurer la stabilité des hélicoptères. B 27. 2. 25 V 16. 6. 26.

Fächerartig entfaltbare Widerstandsflächen im Hubschrauben-Luftstrom.

F. 606628. E. H. **van Valkenberg.** Perfectionnements aux aéronefs dirigeables. B 18. 7. 25 V 17. 6. 26.

Starres Luftschiff mit Mantel für Heizung und Lüftung; Lagenregelung durch Gewichtsverschiebung; Schöpfeinrichtung unter dem Gondelboden.

F. 606632. L. **de Monge.** Perfectionnements dans la construction des nervures pour avions à ailes épaisses. B 21. 8. 25 V 17. 6. 26.

Die Versteifung der Deckhaut dickprofilierter Tragflächen erfolgt durch Baukörper, die aus einem Steg und zwei Gurtungen bestehen.

F. 606757. P. G. A. **Levasseur.** Perfectionnements apportés aux hélices multipales de propulsion aérienne. B 21. 11. 25 V 19. 6. 26.

Befestigung verdrehbarer Luftschraubenflügel auf der Nabe.

F. 30470. Société **Leroy, Lajoux et Cie.** Procédé et dispositifs et appareils pour l'observation des corps et la détermination de facteurs relatifs à ces corps. Zus. zu 592075. B 20. 1. 25 V 17. 7. 26.

Entfernungsermittlung mit Hilfe von Schwingungskreisen.

F. 30518. C. **Barrellier.** Chariot porte-queue d'avions. Zus. zu 575776. B 19. 5. 25 V 19. 7. 26.

Wagen mit Hebevorrichtung für den Schwanz großer Flugzeuge.



Amerika

A. 1589592. J. E. **Fowler**, Mobile, Ala. Propeller for flying machines. B 15. 2. 25 V 22. 6. 26.
Metalluftschraube mit angesetzten Flächenteilen vor den Flügeln

A. 1589658. R. P. **Pescara**, Barcelona. Helicoplane-supporting system. B 29. 12. 21 V 22. 6. 26
Antriebseinrichtung für übereinanderliegende, entgegengesetzt umlaufende Hubschrauben.

A. 1589723. F. E. **Skroback**, Syracuse, N. Y. Flying machine. B 8. 5. 25 V 22. 6. 26.
Flugzeug mit mehreren hintereinanderliegenden einzeln einstellbaren Zellen.

A. 1589780. C. A. **Wragg**. Melbourne, Australien. Flying machine. B 27. 11. 18 V 22. 6. 26.
Eigenverstellbare Hilfsflächen hinter den Hauptflächen zur Verminderung von Wirbeln.

A. 1591315. W. H. **Hunter**, Detroit, Mich. Aeroplane. B 12. 3. 23 V 6. 7. 26.
Flugzeug mit allseitig bewegbarem Flächenkreuz als Leitwerk.

A. 1591474. C. **Dornier** (Ass.: **Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Material of construction for aircraft. B 28. 6. 20 V 6. 7. 26.
Mit vielen feinen Löchern durchsetztes Blech als Bauelement.

A. 1591475. C. **Dornier** (Ass.: **Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Flying boat. B 15. 6. 21 V 6. 7. 26.
Flossen am Bootskörper.

A. 1591498. M. **Künzer**, La Chaux-de-Fonds (Ass.: Soc. an... **Künzer**, Basel), Schweiz. Automatic unfolding device for parachutes. B 14. 4. 25 V 6. 7. 26.
Fallschirm-Gehäuse; Fallschirm-Entfaltung nach Zeitablauf.

A. 1591610. M. Q. **Corbett**, Carnegie, Pa. Ballonet indicator for airships. B 18. 4. 22 V 6. 7. 26.
Feststellung des jeweiligen Ballonetfüllungsgrades aus der Druckhöhe eines an der oberen Ballonetwand angeordneten Flüssigkeitsbehälters.

A. 1591618. A. C. **Foulk**, Holton, Kans. Crashproof fuel tank. B 14. 12. 22 V 6. 7. 26.
Um einen Brennstoff-Hauptbehälter herum ist, von einem Gehäuse umschlossen, eine Reihe konzentrischer Unterbehälter angeordnet.

A. 1591638. E. G. **McCauley** und F. W. **Caldwell**, Dayton, Ohio. Universal tail skid. B 29. 3. 23 V 6. 7. 26.
Die Schwanzstütze wird durch 3 federnde Zugschnüre elastisch gemacht.

A. 1591642. C. L. **Paulus** und R. **Kauch**, Dayton, Ohio. Bomb-release mechanism. B 19. 5. 24 V 6. 7. 26.
Das Auslöseglied bewegt sich längs einer Reihe von Klinken.

A. 1591873. P. **Mediate**, Youngstown, Ohio. Airship-propelling mechanism. B 26. 10. 25 V 6. 7. 26.
Gasgetragenes Luftfahrzeug.

England

E. 251782. J. J. V. **Armstrong**, Liverpool (**Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H., Friedrichshafen). Gas compartments for rigid airships. B 23. 5. 25 V 14. 7. 26.
Die Auftriebs-Wasserstoff-Gaszellen sind ganz oder teilweise von nicht entflammendem Auftriebsgas (Helium) umgeben. Mittel zur Übertragung des Zellenauftriebs auf das Versteifungsgerüst.

E. 251908. G. **Fornaca**, Turin. Aircraft propellers. B 21. 1. 26 V 14. 7. 26.
Nabenflanschen mit in die Holznabe eindringenden Zähnen oder Vorsprüngen.

E. 252082. C. R. **Fairey**, Hayes. Radiators for aircraft engines. B 19. 2. 25 V 21. 7. 26.
Hilfskühler in Parallel- oder Hintereinanderschaltung zu Hauptkühlern; letztere an der Tragflächen-Stirnkante; der Hilfskühler im Rumpfboden, sich dessen Form anschmiegend, regelt die Kühler-Temperatur durch Ausschieben in den Luftstrom oder Einziehen. Mehrweg-Schieber zum Ausschalten versagender Kühlelemente.

E. 251095. L. L. **Irvin**, Buffalo (V. St. A.). Method and apparatus for the production of parachute shroud lines. B 11. 6. 25. V 21. 7. 26.
Einrichtung, um Fallschirm-Leinen genau gleiche Länge zu geben.

E. 252121. L. **Chauvière**, Paris, und G. **Michel**, Bagneaux (Frkr.). Metal propeller for aircraft, and its process of manufacture. B 15. 5. 25 V 21. 7. 26.
Herstellung der Luftschraube aus einem einzigen Rohstück von Magnesium oder Magnesium-Legierung durch Schmieden oder Pressen, und zwar von der Nabe nach den Flügelenden hin.

E. 252180. R. **Alkan** und G. **Lesourd**, Paris. Device for releasing projectiles on aircraft. B 12. 5. 25 V 21. 7. 26.
Die Auslösehaken der Abwurfbomben werden für aufeinanderfolgenden Abwurf von 2 mit versetzten Nocken versehenen, übereinanderliegenden Wellen gesteuert.

E. 252266. G. F. **Myers**, New York. Flying machines. B 28. 2. 25 V 21. 7. 26.
Flugzeug mit Auftriebsschrauben.

E. 252312. C. G. **Rodeck**, Berlin. Method and means for mooring airships. B 27. 10. 25 V 21. 7. 26.
Nachgiebige Fesselung von Luftschiffen, entweder am Fesselseil eines Drachenballons oder an der Spitze eines federnd kippenden Ankermast-Teiles.

E. 253642. M. L. **Bramson**, London. Control of aeroplanes and the like. B 30. 3. 25 V 18. 8. 26.
Einrichtung zur Warnung des Flugzeugführers, wenn er im Begriff ist, das Höhenruder zu überziehen, und zwar mittels Wirksamwerdens einer Kraft auf die Steuerhandhabe im Sinne einer Anstellwinkel-Verringerung.

Frankreich

F. 606949. R. **Alkan** und G. **Lesourd**. Appareillage pour bombardement aérien. B 9. 3. 25 V 23. 6. 26.
Bomben-Auslösevorrichtung, die von einer entfernten Stelle gesteuert wird.

F. 606950. R. **Alkan** und G. **Lesourd**. Appareil de larguage pour avions. B 9. 3. 25 V 23. 6. 26.
Bomben-Auslösevorrichtung.

F. 607057. W. H. **Barling**. Perfectionnements aux avions. B 16. 11. 25 V 25. 6. 26
Metall-Großflugzeug.

F. 607287. T. **Demidoff**. Dispositif de stabilisation pour avions. B 13. 3. 25 V 29. 6. 26.
Einstellbare Tragflächen.

F. 30540. A. **Robert**. Parachute individuel de secours pour l'aviation et l'aérostation. Zus. zu 553653. B 4. 12. 24 V 19. 7. 26.
Stellenweise Abbindung des Umfanglieks zu besserer Entfaltung.

F. 607329. M. **Blanquier** und L. **Vinay**. Dispositif de bouclage et de débouclage rapides particulièrement applicable aux parachutes et aux ceintures d'aviation. B 13. 10. 25 V 30. 6. 26.
Rasch lösbarer Gürtelverschluß.

F. 607347. P. **Levasseur**. Dispositif permettant de décrocher rapidement le train d'atterrissage d'un appareil aérien. B 27. 10. 25 V 30. 6. 26.
Das durch Drahtseile gegen den Rumpf gehaltene Fahrgestell wird durch Auskupplung der Drahtseile gelöst, um abzufallen.

F. 607407. R. E. **Badin**. Antenne pour anémomètre d'avion. B 3. 12. 25 V 2. 7. 26.
Gerät zur Ermittlung des dynamischen und statischen Druckes der Luft.

F. 607437. G. H. **Hardy**. Hélice pour la navigation aérienne. B 4. 12. 25 V 2. 7. 26.
Luftschraube mit von Streben gehaltenen Blättern.

F. 607453. W. **Hale**. Perfectionnements aux aéroplanes. B 4. 12. 25 V 2. 7. 26.
Fliegender »Tank«.

F. 607588. J. B. **Corompt**. Appareil de sauvetage pour aviateurs. B 9. 12. 25 V 5. 7. 26.
Auf den Rücken schnallbarer Hubschrauber, der durch einen von einer Akkumulatorenbatterie gespeisten Elektromotor betrieben wird.

F. 607787. **Supermarine Aviation Works**, Ltd. Perfectionnements relatifs aux hydravions et navires aériens analogues. B 26. 11. 25 V 8. 7. 26.
Auf die wagerechte (einstellbare) Stetigungsfläche am hochgezogenen Bootsschwanz aufgesetzte senkrechte Flossen mit Seitenrudern.

F. 607797. Soc. an... **Künzer**. Appareil pour le lancement d'objets à partir d'un véhicule aérien. B 1. 12. 25 V 8. 7. 26.
Ein Fallschirm am Abwurfkörper (enthaltend z. B. einen Leuchtsatz) entfaltet sich erst nach Ablauf eines einstellbaren Zeitraumes.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

22. Heft 27. November 1926 17. Jahrgang

Bericht

über die XX. Konferenz der Fédération aéronautique internationale in Rom.

Von Alois Robert Böhm.

Der feierlichen Eröffnung dieser Tagung auf dem Kapitol in Anwesenheit des Gouverneurs von Rom, des italienischen Ministers für Luftfahrt und des Präsidenten des italienischen Aeroklubs folgten eine Reihe arbeitsreicher Sitzungen, in denen Beschlüsse gefaßt wurden, die nicht nur für die künftige Entwicklung des Luftsportes, sondern für die Entwicklung der Luftfahrt überhaupt bedeutungsvoll sind.

Es ist sehr begrüßenswert, daß auf dieser Tagung eine genaue Abgrenzung des Bereiches der FAI und des Bereiches der CINA getroffen wurde. Auf Grund dieser Neuregelung ist für alle Fragen, den Luftsport und die Lufttouristik betreffend, nunmehr ausschließlich die FAI zuständig, während die Kompetenz der CINA für alle Fragen des Luftverkehrs gilt. Die Entwicklung der Lufttouristik hat erst eingesetzt, und es wird nun an der FAI liegen, diesen so wichtigen Zweig der Luftfahrt durch entsprechende Ausschreibungen und Regelungen zu fördern. Schon diese Konferenz hat sich in zum Teil sehr fruchtbringender Art und Weise mit der Lufttouristik befaßt. Nachstehend sollen die verschiedenen Verhandlungspunkte in der Reihenfolge ihrer Erledigung behandelt werden.

Die Anträge Österreichs.

Der österreichische Aeroklub wollte mit Unterstützung der FAI einen Sternflug mit anschließender Flugkonkurrenz im Herbst des kommenden Jahres in Wien veranstalten. Sosehr seitens der FAI auch anerkannt wird, daß gerade Wien der geeignete Boden wäre, um eine große internationale Flugveranstaltung abzuhalten, und sosehr die FAI auch die Leistungen des österreichischen Aeroklubs und seine Erfolge bei den Meetings der Vorkriegszeit würdigt, hat sich dieser Kongreß doch grundsätzlich dagegen ausgesprochen, daß die FAI nunmehr auch selbst an der Organisation und der Durchführung von Flugveranstaltungen aktiven Anteil nimmt. Damit wurde ein Novum geschaffen, das zwar mit den Satzungen der FAI nicht im Widerspruch steht, das aber aus dem Grunde unerwünscht wäre, weil dadurch — nach Ansicht der Mehrheit — die Autorität der FAI als oberste Sportsbehörde leiden könnte. Es könnte sich ereignen, daß die FAI zu einer Entscheidung angerufen werden müßte, die den Wettbewerb betrifft, den die FAI selbst veranstaltet hat. Schon vor Kenntnisnahme dieser Entscheidung hat der österreichische Aeroklub aus Kollegialität für den Schweizer Aeroklub sich entschlossen, die österreichische Veranstaltung zurückzustellen und diese erst für das Jahr 1928 vorzusehen, da der Schweizer Aeroklub schon alle Vorbereitungen getroffen hat, um für August 1927 einen internationalen Alpenflug auszuschreiben.

Der zweite österreichische Antrag verlangt, daß Flugzeuge, deren Schnelligkeitsrekorde anerkannt werden, vor Aufstellung des Rekordes mindestens zweimal und nach Schaffung des Rekordes glatt landen müssen. Die französischen und belgischen Delegierten verlangten zunächst, daß dieser Antrag überhaupt nicht zur Debatte gestellt werden solle, da ein derartiger Antrag bereits auf der vorjährigen Konferenz in Prag abgelehnt worden sei. Im Vorjahre hatte England den Antrag gestellt, für Rekordflugzeuge eine maximale Landegeschwindigkeit festzusetzen. Dieser Antrag wurde mit Rücksicht darauf, daß er zu sehr in die Freiheiten der Konstrukteure eingreift, abgelehnt. Der diesjährige österreichische Antrag will aber der Landegeschwindigkeit keinerlei Grenzen auferlegen, sondern will die gesamte Konstruktion so durchgeführt wissen, daß selbst bei größter Landegeschwindigkeit eine glatte Landung immer noch möglich ist. Es kommt zu sehr scharfen Auseinandersetzungen, in deren Verlauf Österreich seinen Antrag sogar noch erweitert, indem es fordert, daß Belastungs- und Distanzrekorde gleichfalls nur anerkannt werden, wenn das Flugzeug mit seiner Belastung auch zu landen vermag. Die schwere Havarierung von drei französischen Maschinen infolge der starken Belastung, die zu einem Weltdistanzrekord im August ds. Js. in Paris starteten und von denen eine bei Linz a. d. Donau, eine auf dem Flugfeld Aspern bei Wien und die dritte bei Bukarest niedergehen mußten, bildet eine der erfahrungsmäßigen Begründungen für diesen Antrag und seine Erweiterung. Nach längerer Debatte wollen es die Gegner des Antrages doch nicht auf die Abstimmung ankommen lassen, und es wird daher mit Zustimmung Österreichs beschlossen, die technische Kommission der FAI zu beauftragen, bei der Flugzeugindustrie, bei bewährten Flugzeugkonstrukteuren und bei erfahrenen Piloten eine Enquete zu veranstalten und das Resultat dieser Antworten der nächstjährigen Konferenz vorzulegen.

Der dritte österreichische Antrag befaßt sich mit der Tatsache, daß die Presse der meisten Länder in der Hauptsache vom Flugwesen nur dann zu berichten weiß, wenn es sich um Unfallmeldungen handelt, die meistens auch noch übertrieben und entstellt wiedergegeben werden. Die der FAI angehörenden Klubs werden darum ersucht, bei der Presse ihres Landes darauf hinzuwirken, daß diese sich mehr mit den positiven Ergebnissen der Luftfahrt befassen mögen als mit deren Unfällen. Österreich schlägt vor, der Presse nahezulegen, zwischen den Unfällen der militärischen und den Unfällen der zivilen Luftfahrt scharf zu differentiieren. Der englische Delegierte befürchtet aber, daß der Hinweis auf militärische Flugunfälle den Zustrom zur militärischen Fliegerei beeinträchtigen und deren Ansehen überhaupt herabsetzen könnte. Wenn auch der österreichische Delegierte die Ansicht vertritt, daß derjenige, der sich zur militärischen Fliegerei meldet, um Kampf- oder Jagdflieger zu werden, sich durch derartige Unfallmeldungen sicher nicht beeinflussen läßt, so erklärt er sich mit Rücksicht auf die Staaten, die in der glücklichen Lage sind, eine militärische Luftfahrt zu besitzen, doch bereit, den Antrag in der Form zu fassen, daß die Presse ersucht wird, über Flugunfälle überhaupt so objektiv und so wenig tendenziös wie möglich zu berichten.

Zum vierten Antrag, der von der FAI verlangt, sie möge bei der JATA darauf hinwirken, daß alle der JATA angehörenden Luftverkehrsgesellschaften allen Mitgliedern von Aeroklubs der FAI eine 10proz. Flugpreisermäßigung gewähren, wird für die nächstjährige Tagung zurückgestellt, um den einzelnen Klubs die Möglichkeit zu geben, mit den Luftverkehrsgesellschaften ihres Landes die notwendigen Vorbesprechungen zu pflegen. Österreich konnte bereits erklären, daß sowohl die Österreichische Luftverkehrs-A.G. als auch die Wiener Direktion der Compagnie internationale de navigation aérienne und des Polnischen Aero-Lloyd sich zu diesem Entgegenkommen bereit erklärt haben.

Französische Anträge.

Die Fallschirmausrüstung von Flugzeugen, deren Rekordleistungen — mit Ausnahme des Schnelligkeitsrekordes — anerkannt werden sollen, wird verlangt. Dieser Antrag, ebenso wie derjenige, der die Ausrüstung von Flugzeugen für Höhenrekorde über 5000 m mit Sauerstoffapparaten vorsieht, wird lebhaft debattiert und angenommen. Für die Ausrüstung mit Sauerstoffapparaten setzt sich besonders der Chefarzt der Schweizer Heeresflieger, Capt. Meier-

Müller, ein, der seine Ansichten mit den reichen Erfahrungen, die in der Schweiz auf diesem Gebiete gemacht wurden, begründet.

Als Nächstes wird vorgeschlagen und angenommen, für die Anerkennung von Nutzlastrekorden die Ladegewichte von 500 zu 500 kg zu staffeln.

Der Antrag, die Hochspannungsleitungen auf den Flugkarten genau kenntlich zu machen und einen Weltatlas der Landungsplätze zu schaffen, findet ungeteilten Beifall. Die Schweizer Delegierten bringen zur Kenntnis, daß in der Schweiz bei der Legung von Hochspannungsleitungen auch Flugsachverständige zu Rate gezogen werden und die Schweizer Behörden dafür Sorge tragen, daß die wenigen Notlandungsmöglichkeiten, die in einem so gebirgigen Lande bestehen, nicht durch Hochspannungsleitungen verringert werden. Dieses Beispiel wird allen anderen Staaten zur Nachahmung empfohlen. Frankreich legt auch schon einen Atlas der französischen Landeplätze vor, der den ersten Teil des geplanten Werkes bildet.

England stellt den Antrag, das Rennen um den Schneiderpokal nur alle zwei Jahre stattfinden zu lassen und die Bedingungen für dieses Rennen 12 Monate vor der Abhaltung auszuschreiben. Durch diese Änderung, die einstimmig angenommen wurde, ist der Flugzeugindustrie die Möglichkeit geboten, sich eingehend für diesen größten internationalen Schnelligkeitswettbewerb vorzubereiten.

Der japanische Antrag, das Begleitheft für Flugzeuge nicht nur deutsch, sondern auch englisch auszufertigen, wird zurückgezogen.

Der königliche Aeroklub der Niederlande beantragt, daß Kandidaten, die sich um das Pilotendiplom der FAI bewerben, ein Mindestalter von 18 Jahren haben und sich einer eingehenden ärztlichen Untersuchung unterziehen müssen. Dieser Antrag wird ebenso wie der Entwurf des ärztlichen Zeugnisses angenommen. Das ärztliche Zeugnis enthält eine Klausel, in der der Bewerber bestätigt, daß er keinerlei Krankheit oder Gebrechen verschwiegen hat.

Der Schweizer Aeroklub gibt die Bedingungen für seinen Alpenflug 1927 bekannt. Die Erfahrungen, die im Jahre 1922 im Alpenflug gemacht wurden, haben zu einer Verbesserung der Ausschreibungen und Bedingungen geführt. Der an den Alpenflug anschließende Wettbewerb für Akrobatik und Schnelligkeit wird auch den ausgesprochenen Sportmaschinen Gelegenheit geben, an dieser internationalen Konkurrenz teilzunehmen.

Der Aeroklub der tschechoslowakischen Republik stellt einen Antrag über die technische Kontrolle von Rekorden und Höchstleistungen, zu welchem Zweck er den Art. 132 für die chronometrische Zeitnahme und den Art. 133 über das Messen von Entfernungen entsprechend abgeändert hat. Dieser Antrag wurde der aerologischen Kommission zur Überprüfung übergeben. Der weitere Antrag der Tschechoslowakei über die Kontrolle der Höhenrekorde bezieht sich auf die vorjährige Eingabe von »The National Aeronautic Association of U. S. A.«. Die Eingabe wurde der technischen Kommission in Prag zur Beantwortung übergeben. Bedauerlicherweise hat aber die technische Kommission der diesjährigen Konferenz keinerlei Mitteilung mehr über diese wichtige Frage gemacht, und es war daher sehr berechtigt, daß der Vertreter der Tschechoslowakei sehr energisch dagegen protestierte, daß nunmehr auch der neuerliche Antrag seines Landes der technischen Kommission übergeben werden soll. Es wäre wünschenswert, wenn die technische Kommission in diesem Jahre mit der dieser Frage gebührenden Energie an deren Lösung schreiten wollte, damit im nächsten Jahre Klarheit geschaffen werden kann.

Der tschechoslowakische Aeroklub verweist darauf, daß für die Klein- und Leichtflugzeuge in den Regeln der FAI noch immer keine Bestimmungen vorhanden sind, trotzdem sich die Konferenzen von Goetheburg und Prag für die Schaffung dieses Reglements ausgesprochen haben. Auch die Schaffung von Rekordklassen für diese Flugzeuge ist bisher nicht durchgeführt worden. Die Tschechoslowakei wünschte daher, daß diese Fragen von der Konferenz in Rom gelöst werden, ohne wieder an eine Kommission verwiesen zu werden. Leider wurde dieser Antrag nicht angenommen, sondern der ganze Fragenkomplex zu neuerlichem Studium an die technische Kommission verwiesen, die auf der nächstjährigen Konferenz geeignete Vorschläge zu diesen Punkten machen soll.

Über die Messung der Distanzrekorde von Wasserflugzeugen bestehen verschiedene Zweifel, da wohl der Moment, wo das Flugzeug sich vom Wasser löst, genau feststellbar ist, nicht aber der Augenblick des Aufsetzens. Für die einheitliche Klarstellung der diesbezüglichen Bestimmungen in den Regeln der FAI wird die Sportkommission Grundsätze ausarbeiten.

Über Antrag Italiens wird die FAI trachten, eine möglichste Vereinfachung der Übergangsvorschriften im zwischenstaatlichen Privatluftverkehr zu erwirken, um so die Lufttouristik zu fördern. Auch die Vereinfachung und Vereinheitlichung der Ausweis- und Begleitpapiere für diesen Zweck wird von der FAI im Einvernehmen mit den ihr angehörenden Klubs in die Wege geleitet.

Das Gegenseitigkeitsabkommen zwischen der FAI und dem Kartell der Automobilklubs bedeutet die gegenseitige Anerkennung von Verrufen, Disqualifikationen und Startverboten.

Die FAI hegt schon seit langem den Plan, ein mindestens sechssprachiges Wörterbuch über die gebräuchlichsten Fachausdrücke der Luftfahrt herauszugeben. Der Konferenz wurde der französische Entwurf dieses Handwörterbuches vorgelegt. In diesem Entwurf sind in Form zusammenhängender Texte ungefähr 250 Fachausdrücke zusammengetragen. Es wurde nun an die einzelnen Klubs das Ersuchen gerichtet, diesen französischen Text, in dem die einzelnen Fachausdrücke mit Ziffern bezeichnet sind, in ihre Sprache zu übertragen. Im Namen von Ing. Schlomann, dem Herausgeber der »I. T. W.« (Illustrierte technische Wörterbücher) konnte Österreich die Erklärung abgeben, daß von Ing. Schlomann aus dem Bande »Luftfahrt«, der mit 16000 Ausdrücken bereits druckreif vorliegt, die für das Taschenwörterbuch der FAI notwendigen Ausdrücke kostenlos zur Verfügung gestellt werden. Dieser Antrag wurde von den anwesenden Klubs mit großer Freude zur Kenntnis genommen. Es wurde auch mit besonderem Interesse vermerkt, daß die Herausgabe eines so umfassenden und für die Entwicklung der internationalen Luftfahrt unbedingt notwendigen Fachwerkes, wie es ein so großes illustriertes Wörterbuch ist, bevorsteht. Es wurde allseits darauf hingewiesen, daß der Druck dieses Wörterbuches recht bald erfolgen möge.

Das Direktorium der FAI schlug der Konferenz den französischen Entwurf für die FAI-Medaille zur Annahme vor. Der Entwurf wurde angenommen und die erste Medaille dem italienischen Weltflieger, De Pinedo, verliehen.

Schon am zweiten Tage der Arbeitssitzungen wurde die Wiederaufnahme Deutschlands in die FAI zur Diskussion gestellt. Es wurde zunächst darüber debattiert, weshalb nicht der Aeroklub von Deutschland, sondern der deutsche Luftrat zur Aufnahme gelangen soll. Die Aufnahme erfolgte nach teilweiser Verlesung der Satzungen des deutschen Luftrates mit Stimmeneinheit.

Die Aufnahme des griechischen Aeroklubs wurde zurückgestellt, da dessen Statuten nur unvollständig vorlagen.

Bei der Wahl des Direktoriums wurde Prinz Scalea, der italienische Kolonialminister und Präsident des italienischen Aeroklubs, neu gewählt. An Stelle von Lahm (USA) tritt Mr. Godfrey Lowell Cabot. Das Direktorium das am 17. Dezember in Paris zu einer Sitzung zusammentritt, besteht nun aus:

Präsident: Graf Henry de la Vaulx (Frankreich),
Vizepräsidenten: Fernand Jacobs (Belgien),
Godfrey Lowell Cabot (USA),
General O'Gorman C. B. (Großbritannien),
Riuz Ferry (Spanien),
Jonkheer Van den Berch Van Heemstede (Niederlande



General K. A. B. Amundson (Schweden),
Generalsekretär: Paul Tissandier (Frankreich),
Generalberichterstatter für 1927: Capt. Primo (Schweiz),
Schatzmeister: Georges Besançon (Frankreich).

In die Sportkommission wurde erstmalig nach dem Kriege Österreich wieder aufgenommen.

Der Bericht des Schatzmeisters zeigte, daß die finanzielle Lage der FAI befriedigend ist. Die Klubs wurden ersucht, den Beitrag für 1927 im Goldwerte des für 1926 entrichteten Beitrags zu leisten.

Als Ort für die nächstjährige Konferenz wurde, im Anschlusse an den Alpenflug, Zürich einstimmig gewählt, da Österreich die Einladung für Wien auf 1928 zurückstellte und der Kgl. Niederländische Aeroklub seine Einladung gleichfalls zurückzog.

In der feierlichen Schlußsitzung verlieh Präsident Graf De la Vaulx seiner Freude darüber Ausdruck, daß einer der Gründer der FAI wieder in den Verband aufgenommen wurde, und er wies auf die wichtige Stellung hin, die Deutschland in der zivilen Luftfahrt einnimmt. Auch Prinz Scalea, an dessen Person der Dank für die so überaus gastliche Aufnahme in Rom gerichtet war, bezeichnete die Wiederaufnahme Deutschlands in die FAI als einen Schritt auf dem Wege der Völkerversöhnung und der Gesundung Europas.

Der Empfang beim Regierungschef Mussolini bildete den Abschluß des römischen Arbeitsprogramms. Es sei hier noch besonders erwähnt, daß die Konferenzteilnehmer Gelegenheit hatten, in der ehemaligen »Bodensee«, die nunmehr »Esperia« heißt, eine Lenkluftschiffahrt über Rom zu unternehmen, und daß auch die meteorologische Zentralanstalt Italiens in Vigna di Valle am See von Bracciano besucht wurde. Der Leiter dieser Anstalt, die auf das modernste eingerichtet ist, ist Prof. Camicciotti, der die meteorologischen Vorbereitungen für den Polarflug der »Norge« getroffen hat.

Von Rom begaben sich die Konferenzteilnehmer nach Neapel. Ein Teil der Delegierten machte die Reise im Dornier Wal. Der Ausflug nach Neapel war eine reine Vergnügungstour, auf die dann der Besuch von Mailand und Turin mit ihren entwickelten Flugzeugindustrien, Fliegerschulen und Flugfeldanlagen folgte. Die Konferenzteilnehmer hatten dadurch Gelegenheit, die führenden Persönlichkeiten des italienischen Flugwesens, seine Organisation und seine Industrie aus eigener Anschauung kennenzulernen.

Schweizer Alpenflug und internationaler Flugwettbewerb in Zürich, August 1927.

Die Veranstaltung beginnt am 12. mit einem internationalen Wettbewerb, dem am 15. der Alpenflug folgt. Die Teilnahme am Alpenflug ist offen für alle zugelassenen Zivil- und Militärflugzeuge. Ihre Ausrüstung mit Geräten für drahtlose Telegraphie oder Telephonie ist nur bei ausdrücklicher Bewilligung des betreffenden Heimatstaates zulässig. Als erster und wichtigster Preis ist der Pokal Challenge Chavez-Bider ausgesetzt. Die Konkurrenten haben die vorgesehene Strecke in 3 Etappen zu überfliegen.

Erste Etappe Zürich (Dübendorf)—Lausanne (La Bléchette).

Zweite Etappe Lausanne—Mailand.
Dritte Etappe Mailand—Zürich (Dübendorf).

Die Teilnehmerflugzeuge müssen eine Mindestnutzlast von 200 kg (ausschließlich Betriebsstoff, Öl und Kühlwasser) mitführen. Der Flug muß zwischen Sonnenauf- und Sonnenuntergang durchgeführt sein. Getankt darf nur in den verschiedenen Etappenendpunkten werden. Reparaturen mit den Bordwerkzeugen sind zulässig. Ein Austausch von Zelle oder Motor ist nicht gestattet. Die Nutzlast wird von der Sportkommission plombiert und vor und nach jeder Etappe überprüft. Jeder Apparat ist mit zwei Höhenmessern auszurüsten. Der Sieger im Wettbewerb ist derjenige, der das wirtschaftlich beste Ergebnis nach der Formel $\frac{V P C}{E}$ für die einmotorigen und nach der Formel $2 M \cdot \frac{V P C}{E}$ für mehrmotorige erzielt.

V = die erzielte mittlere Geschwindigkeit auf dem ganzen Fluge,
P = Nutzlast ausschließlich Brennstoffe, Öl und Kühlwasser,
E = Brennstoffverbrauch,
M = Motorenanzahl,
C = der Koeffizient, der von der technischen Kommission nach folgenden Gesichtspunkten ermittelt wurde.

Es ist für C ein Maximum von 80 Punkten vorgesehen, von denen maximal zuerkannt werden können:

a) 35 Punkte für die bequeme Ausstattung und Einrichtung, für die Sicherheit der Passagiere und Piloten,
b) 15 Punkte für die Zellenkonstruktion, wobei das Baumaterial die konstruktiven Daten der Zelle und das Minimum der notwendigen Führung (minimum de réglage nécessaire) in Betracht gezogen werden,
c) 10 Punkte für die Startlänge mit Vollast,
d) 10 Punkte für den Auslauf mit Vollast,
e) 5 Punkte für die Möglichkeit des Ingangsetzens des Motors durch den Piloten,
f) 5 Punkte für den Verkaufspreis.

Aus dieser Punktzahl wird C aus der Formel ermittelt:

$$C = \frac{X \text{ (Anzahl der bewerteten Punkte}}{80} + 1.$$

Dem Sieger fällt neben dem Pokal Challenge Chavez-Bider im Werte von 10000 sfs. noch ein Sonderpreis von 30000 sfs. zu. Der Pokal bleibt dem Sieger, wenn er ein zweites Mal einen vom Schweizer Aeroklub organisierten oder von diesem genehmigten Alpenflug gewinnt. Der zweite Sieger erhält einen Geldpreis von 5000 sfs. Der Nennungsschluß für diesen Alpenflug ist der 15. Juli 1927, 6 Uhr abends. Nenngeld 100 sfs. Die teilnehmenden Apparate müssen bis längstens 15. August 19 Uhr in Dübendorf ankommen.

Zur Erinnerung an den beim Alpenflug 1922 verunglückten französischen Capt. Echard wird ein internationaler Alpenflug für normale Militärflugzeuge und Militärpiloten veranstaltet, dessen 3 Etappen

Zürich (Dübendorf)—Thun,
Thun—Bellinzona,
Bellinzona—Zürich (Dübendorf)

unter gleichen Bedingungen ausgeführt werden müssen wie die der zivilen Alpenflüge. Der Preis ist ein Pokal im Werte von 3000 sfs. für den Sieger, ein zweiter Preis von 2000 sfs. und ein Geldpreis von 500 sfs.

Der Wettbewerb für Akrobatik sieht die normalen Programmpunkte von Kunstflugwettbewerben vor und gestattet dem Piloten zehn Minuten Kürübungen auszuführen, deren Programm aber vorher in verschlossenem Kuvert der Kommission zu übergeben ist. Der Hauptpreis ist ein Geldpreis von 5000 sfs. und ein Ehrenpreis im Werte von 1000 sfs., der zweite Preis beträgt 2500 sfs. Bei gleicher Punktzahl zweier Teilnehmer entscheidet Punktlandung mit abgestelltem Motor.

Für den internationalen Geschwindigkeitswettbewerb ist die 65 km lange Strecke Dübendorf—Bachtl—Eschenberg—Radiostation Kloten—Dübendorf zweimal zu durchfliegen. Drei Geldpreise von 3000, 2000 und 1000 sfs. sind für die Sieger ausgesetzt.



Versicherung und Sicherheit.

Von Siegfried Reinhardt.

»Die Interessen der Versicherungsgesellschaften und der Versicherten gehen im Luftverkehr bezüglich Erhöhung der Betriebssicherheit der Flugzeuge durchaus parallel. Ganz besonders sind aber die Luftverkehrsgesellschaften an der Erhöhung der Sicherheit ihrer Betriebe interessiert, weil sie durch die Kaskoversicherung lediglich den Geldeswert des zerstörten Flugzeuges im günstigsten Falle zurückerhalten, dagegen keine Deckung finden für Verluste, die sie durch Schädigung ihres Renommees treffen. Es dürfte daher von großem Interesse sein, zu untersuchen, auf welche Weise die Sicherheit des Flugbetriebes erhöht werden kann.« F. W. Hammer. Heft 18, ZFM.

Diese Worte sind so eindringlich und anregend, daß sie als Einleitung auch für diesen Artikel »Versicherung und Sicherheit« übernommen sind.

Ein großer Prozentsatz aller Flugzeugbeschädigungen ist ursächlich auf Motorstörungen zurückzuführen. Nimmt man sich die einzelnen Schadensfälle vor, so wird man feststellen, daß die häufigsten Fälle als vermeidbare zu bezeichnen sind. Es führt zu weit, alle Arten von Motorstörungen und ihre Vermeidbarkeit an dieser Stelle durchzusprechen. Es soll lediglich auf Motorbrände und ihre Bekämpfung eingegangen werden, da gerade dieser Moment mit dem von Herrn Hammer gewählten Thema »Versicherungen und Sicherheit« im engen Zusammenhang steht.

In den meisten Fällen wird der Brand an Bord eines Flugzeuges seinen Herd im Vergaser finden. Zum Beispiel Bruch des Ventilschaftes, des Ventiltellers oder der Ventilfedern bringen ein Ansaugventil zum Stecken, das brennende Gasgemisch schlägt zum Vergaser zurück und setzt das dort befindliche Benzin in Brand. Wenn auch in manchen Fällen durch Schließen des Brandhahnes und Vollgasgeben dem Brandherd in kürzester Zeit weiterer Nahrungsstoff entzogen wird und er dadurch im Entstehen gelöscht werden kann, so besteht doch stets die Gefahr, daß der Brand auf den Gesamtmotor überspringt, da dieser äußerlich von einer leicht brennbaren Schmiere überzogen ist. Dann hilft kein Schließen des Brandhahnes, dem Flugzeug droht Vernichtung. Infolgedessen muß ein Hilfsgerät im Flugzeug vorhanden sein, um auch in diesen Fällen im Moment Herr des Feuers zu werden.

An Bord jedes Flugzeuges sind Handfeuerlöscher, dieses Feuerlöschgerät ist nicht ausreichend.

Vor einigen Wochen brach beim Abbremsen des Motors vor dem Start bei einer F 13 ein Vergaserbrand aus, weil ein Ansaugventil sich gesteckt hatte. Bei der Betätigung des Anlassers schlug das brennende Gasgemisch zum Vergaser zurück. Der Flugzeugführer versuchte erfolglos von seinem Sitz aus mit dem Handfeuerlöscher die Flamme zu ersticken. Die Motorhaube konnte wegen der starken Flammenentwicklung nicht entfernt werden, so daß an den Brandherd nicht heranzukommen war. Die Flugzeugbesatzung und die beiden Passagiere mußten sich in Sicherheit bringen, da Gefahr bestand, daß die Benzintanks explodierten. Das Flugzeug zerschmolz fast völlig, Gepäck und Postsäcke verbrannten.

Solche Fälle stehen leider nicht vereinzelt da. Bei einer Anzahl von Flugzeugen sind Feuerlöscher fest eingebaut. Es muß gefordert werden, daß diese Anordnung bei allen Flugzeugen durchgeführt wird. Wenn es bisher noch nicht geschehen ist, so ist es wohl darauf zurückzuführen, daß das Feuerlöschgerät sich noch in der Entwicklung befindet. Aus dem ersten Stadium sind wir aber heraus. Es gibt in Deutschland verschiedene Feuerlöschgeräte, die eine sehr große Gewähr dafür bieten, daß der Brand im Entstehen erstickt wird.

Folgende Forderungen sind an das Feuerlöschgerät, das in der Luftfahrt Verwendung finden soll, zu stellen:

Fester Einbau,
Selbsttätiges-Inkrafttreten,
Auslösung durch Hand muß vorgesehen sein,
momentane Demontagemöglichkeit,
Löschmasse in Pulverform oder in flüssiger Form,
kein künstlicher Druck,
hermetische Abschließung der Löschmasse.

Der feste Einbau ergibt sich von selber, da von der Forderung des Selbsttätigen-Inkrafttretens nicht abgegangen werden kann. In dem Moment des Ausbruches eines Brandes muß jede Denkfähigkeit und jeder Handgriff für die Bekämpfung ausgeschaltet sein. In beiden können Fehlerquellen liegen, versäumte Sekunden sind nicht wieder einzuholen. Die Forderung, daß gleichfalls Auslösung durch Hand vorgesehen sein soll, gilt als Sicherheitskoeffizient.

Die Gegner des selbsttätigen Feuerlöschers führen als Argument an, man könne mit diesem Gerät nur einen Brand löschen, da die Löschmasse nach der Niederkämpfung desselben verbraucht sei. Das trifft nur auf den selbsttätigen Feuerlöscher zu, dessen Löschmasse in Pulverform besteht, bei der flüssigen Form der Löschmasse wäre auch der selbsttätige Feuerlöscher in der Lage, einen zweiten Brand zu ersticken.

Im übrigen, wann soll der zweite Brand entstehen? Der Flugzeugführer, der während des Fluges einen Brand gelöscht hat, geht bestimmt zum Gleitflug über, um zu landen. Die Fehlerquelle, die zum Brande führte, ist ihm noch nicht bekannt, er muß sie als noch bestehend ansehen und hat infolgedessen mit sofortigem zweiten Brand zu rechnen, falls er aus irgendwelchen Gründen nochmals Vollgas gibt. Er wird die Brandwahrscheinlichkeit nicht in Kauf nehmen, den Gashebel nicht anrühren, selbst wenn das Gelände zur Notlandung nicht geeignet erscheint.

Bei den vorhandenen Löschgeräten wird die Löschmasse in Pulverform oder in flüssiger Form verwandt. Die Löschmöglichkeit haben beide Arten bei zahlreichen Versuchen bewiesen. Sollten weitere Versuche ergeben, daß die Pulverform der flüssigen gleichwertig ist, so ist jedenfalls die Pulverform vorzuziehen. Das flüssige Löschmittel verwandelt sich bei der Berührung mit der Flamme in Gase, die die Schleimhaut reizen. Das könnte bei manchen Flugzeugtypen eine Gefahr für den Flugzeugführer bedeuten. Das pulverförmige Löschmittel verschmutzt im Gegensatz zur Gasform den Motor erheblich und macht eventuell Demontage und Überholung erforderlich. Letzterer Umstand kann aber keine Rolle spielen, wenn durch das Gerät Besatzung und Flugzeug gerettet sind.

Momentane Demontagemöglichkeit des Gerätes ist notwendig, um es als Handfeuerlöscher zu verwenden, falls ein Brand außerhalb der Motorhaube entsteht.

Bei dem Feuerlöschgerät, das flüssige Löschmasse enthält, muß diese ständig unter Druck gehalten werden, zur Kontrolle ist es mit Manometer auszurüsten. Beides erscheint als Übelstand. Druck läßt nach, Manometer können Fehler in sich bergen. Wenn der Druck nachläßt, und das ist nicht zu vermeiden, hat auch die flüssige Löschmasse die Möglichkeit, zu entweichen. Es ist also zu fordern, daß diese Fehlerquellen ausgeschaltet werden. Der Behälter, der die flüssige Löschmasse enthält, ist hermetisch abzuschließen. Der notwendige Druck darf erst dann erzeugt werden, wenn das Gerät zur Niederkämpfung eines Brandes gebraucht wird. Er muß also automatisch und momentan entstehen.

Von den verschiedenen Forderungen, die hier aufgeführt worden sind, kann m. E. nicht abgegangen werden. Alle an der Luftfahrt interessierten Kreise haben das gleiche Ziel, nämlich die Sicherheit des Luftverkehrs ständig zu vervollkommnen. Die Ausschaltung oder Bekämpfung von Bränden spielt eine wichtige Rolle. Es wird sich verlohnen für ein brauchbares Feuerlöschgerät Ausschreibungen zu erlassen. Der Versicherer muß Hand in Hand gerade auf diesem Gebiet mit der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt und den Versicherten arbeiten. Die eventuell in den Versicherungsbedingungen gestellte Forderung, daß Feuerlöschgerät fest eingebaut sein muß, hat keine Berechtigung, wenn nicht tatsächlich ein Feuerlöschgerät vorhanden ist.



das die an ihn gestellten Bedingungen erfüllt. Daher müssen gründliche Versuche mit den verschiedenen Löschgeräten, die bisher von der deutschen Industrie herausgebracht worden sind, unter Heranziehung aller interessierten Stellen durchgeführt werden, um danach generelle Entscheidungen treffen zu können.

»Versicherung und Sicherheit« ist ein Schlagwort. Die Prämien belasten den Unkostenetat des Versicherten, die Flugzeugkaskosparte ist ein Sorgenkind der Versicherer. Es wäre dankenswert, wenn zu diesem Thema weitere praktische Vorschläge gemacht werden, ihre Durchführung kommt den Versicherten und den Versicherern zugute.

Untersuchung eines Windradflugzeugs.

Von R. Seiferth, Göttingen.

Im 4. Heft dieses Jahrgangs der ZFM erschien ein Aufsatz »Über den Autogiro von de la Cierva«[1]) mit Untersuchungsergebnissen der spanischen Versuchsanstalt »Cuatro Vientos«, die zur Berechnung von Flugleistungen für ein »Windradflugzeug«, wie es hier genannt werden soll, verwandt wurden. Diese berechneten Flugleistungen waren aber derartig verschieden von den bisher erreichten, daß Zweifel an der Richtigkeit der Modellmessung auftauchen mußten. In dem spanischen Untersuchungsbericht war angegeben, daß die Bezugsfläche zur Berechnung der Beiwerte c_a und c_w der Inhalt aller vier Flügel sei. Es wurde vermutet, daß hier ein Irrtum vorliege, und daß die Bezugsfläche der Inhalt eines Flügels sei. Wenn man unter dieser Annahme, die sich hinterher als richtig herausstellte, die Flugleistungen nachrechnete, bekam man viel wahrscheinlichere Ergebnisse (z. B. rd. 90 km/h größte Fluggeschwindigkeit).

Um die Sache zu klären, wurde in der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen das Modell eines Windradtragflügels (Abb. 1) untersucht. Es war ähnlich dem in Heft 4 beschriebenen spanischen Modell, aber nur mit 60 cm Durchmesser ausgeführt. Die vier aus poliertem Lindenholz hergestellten Flügelblätter waren mittels Blattfedern elastisch an der kugelförmigen Nabe befestigt, so daß sie sich in Richtung der Resultierenden aus Auftrieb und Zentrifugalkraft einstellen konnte. Jedes Blatt hatte eine Länge von 24 cm und eine Tiefe von 4,4 cm. Es wurde einmal das symmetrische Profil 429 (entsprechend der spanischen Messung), das andere Mal das gewölbte Profil 387 verwandt.

Um das Windrad im Kanal aufhängen zu können, war seine Achse an einem in Windrichtung liegenden T-förmigen Gestell befestigt. Mit Hilfe einer Kreisbogenführung mit Gradeinteilung konnte der Anstellwinkel der Windradebene zwischen $\alpha = 0$ und 90^0 geändert werden. Der Anstellwinkel der Profilsehne in bezug auf die Windradebene ist mit β bezeichnet.

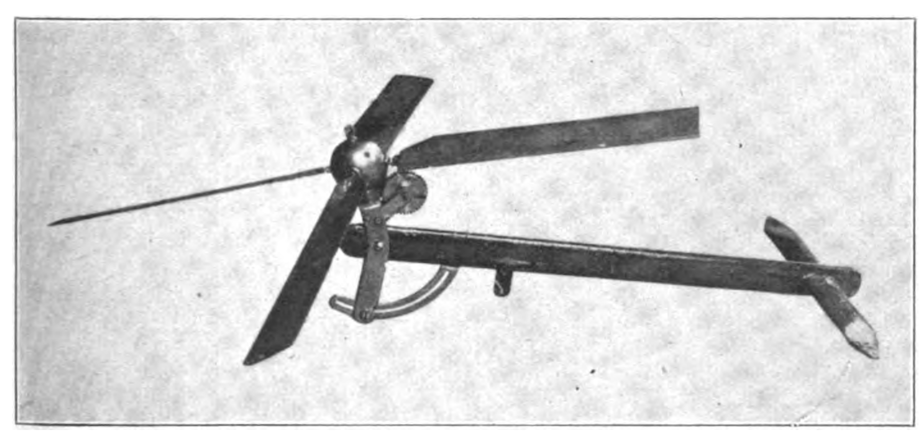


Abb. 1.

Die Polaren- und Momentenlinien wurden für einige verschiedene β aufgenommen. Um über den ganzen Verlauf einer Polare möglichst konstanten Kennwert (Produkt aus Blattbreite und relativer Anblasgeschwindigkeit) zu bekommen, wurde die Drehzahl soweit wie möglich konstant gehalten, indem die Windgeschwindigkeit entsprechend eingestellt wurde.

Der Widerstand des T-Gestells und der kugelförmigen Nabe wurde von den gemessenen Werten abgezogen, so daß die in den folgenden Tabellen gegebenen Widerstandswerte nur den Widerstand der umlaufenden Flügelblätter angeben.

Für die Berechnung der Beiwerte c_a, c_w und c_m war folgende Überlegung maßgebend. Unser Tragflügel stellt ein Windrad bei Leerlauf dar. Bei Windrädern pflegt man den Widerstand auf die ganze Kreisfläche zu beziehen, und es gilt ganz allgemein, daß c_w beim Leerlauf immer in der Größenordnung von 1 ist, gleichgültig ob es sich um einen Schnelläufer mit wenigen schmalen oder um einen Langsamläufer mit vielen breiten Flügelblättern handelt. Selbstverständliche Voraussetzung ist dabei allerdings, daß die Flügel unter dem günstigsten Anstellwinkel (günstig in bezug auf Energieentnahme aus dem Wind) eingestellt sind (bei Schnelläufern kleiner, bei Langsamläufern großer Winkel zwischen Profilsehne und Windradebene). c_w ist also in diesem günstigsten Falle unabhängig vom Inhalt der Flügel. Man kann annehmen, daß für den Auftrieb etwas Ähnliches gilt, daher schien es gerechtfertigt, auch beim Windradtragflügel die ganze Kreisfläche als Bezugsfläche zu wählen. Es ist also

$$c_a = \frac{A}{\frac{\varrho}{2} v^2 \pi R^2}, \quad c_w = \frac{W}{\frac{\varrho}{2} v^2 \pi R^2}, \quad c_m = \frac{M}{\frac{\varrho}{2} v^2 \pi R^3}.$$

Die Bezugsachse für das Längsmoment M ist die Querachse durch den Radmittelpunkt, die Bezugslänge ist der Radius R.

Die Drehzahl wurde mit dem kleinen Zählwerk, das man auf Abb. 1 erkennt, gemessen und durch das Verhältnis u/v angegeben (u = Umfangsgeschwindigkeit an den Flügelspitzen, v = Windgeschwindigkeit).

Beim Anstellwinkel 0^0 konnte nicht gemessen werden, da die Drehzahl bis auf Null abfiel; dabei wurden die Flügelblätter vom Wind umgebogen, so daß wiederholt die Blattfedern brachen.

In einer Beziehung läßt sich übrigens die mechanische Ähnlichkeit zwischen Modell und großer Ausführung nicht erzielen. Beim großen Flugzeug wird bekanntlich das dem Wind entgegen laufende Flügelblatt merklich angehoben, während des Anhebens tritt dabei eine Verkleinerung und während des darauffolgenden Senkens eine Vergrößerung seines Anblaswinkels ein. Da der Modellflügel relativ viel schwerer ist als der große Flügel, so ist das Verhältnis von Zentrifugalkraft zu Auftrieb auch viel größer, infolgedessen war beim Versuch ein Anheben des dem Wind entgegenlaufenden Flügels fast gar nicht zu beobachten. Man darf aber wohl annehmen, daß eine wesentliche Beeinflussung des Ergebnisses dadurch nicht stattfindet.

Das Quermoment, das natürlich auch von großer Bedeutung ist, da der Auftrieb einseitig angreift, wurde nicht mitgemessen; bei ihm hätte sich die erwähnte Abweichung von der mechanischen Ähnlichkeit wohl bemerkbar gemacht.

[1]) Diese Arbeit stellt im wesentlichen eine Übertragung eines von de la Cierva in der Zeitschrift »Ingenieria y Construcción« im März 1924 unter dem Titel »Ensayos aerodinámicos de un modelo de autogiro« veröffentlichten Aufsatzes dar.

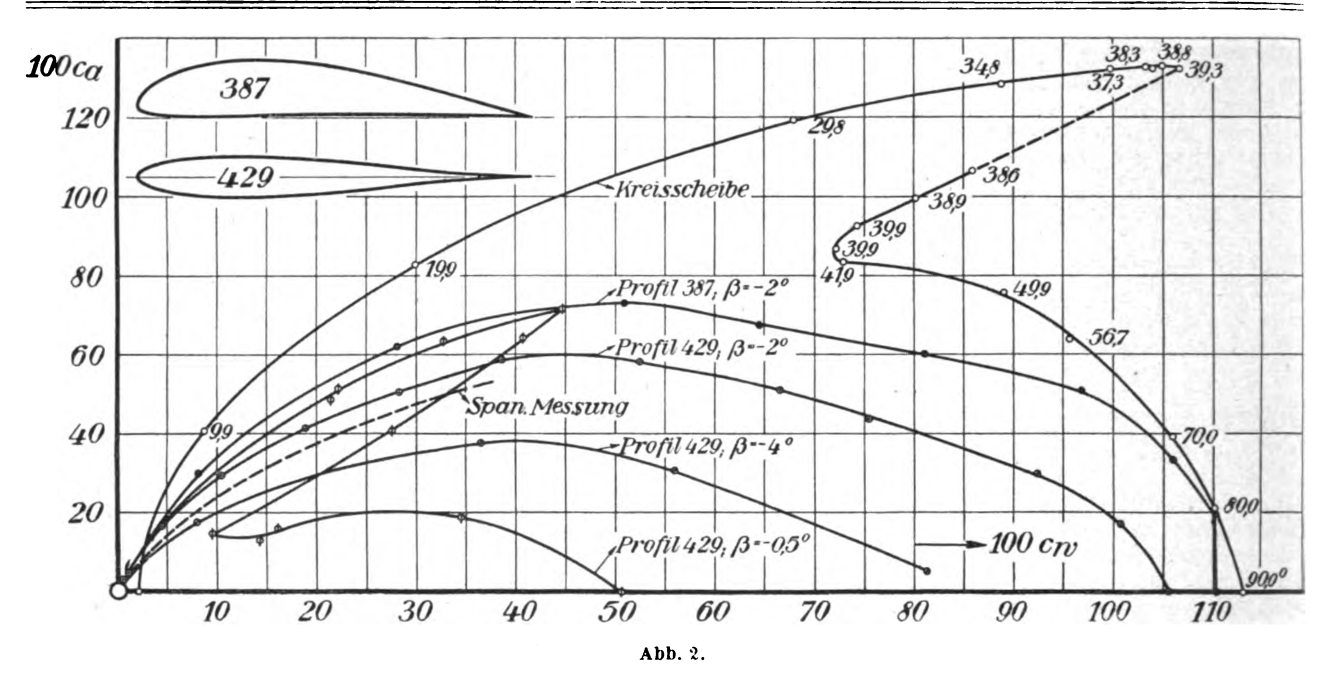


Abb. 2.

In Abb. 2 sind einige Polaren für verschiedene Winkel β zusammengestellt. Beachtlich ist die Verbesserung der Polaren für Profil 429, wenn man β von -4^0 auf $-0{,}5^0$ verändert. Es gibt hier ein Optimum, das bei $\beta = -0{,}5^0$ schon überschritten ist, der ansteigende Ast der Polare bis zu $\alpha = 29{,}9^0$ liegt zwar noch besser als bei $\beta = -2^0$, aber nach Überschreiten dieses Anstellwinkels tritt ein plötzlicher starker Abfall der Drehzahl ein, und damit fällt auch Auftrieb und Widerstand, beide im gleichen Verhältnis. Man sieht also, daß auch beim Windradflugzeug bei ungünstiger Einstellung der Flügel sehr wohl die Möglichkeit des Überzogenwerdens und Durchsackens vorhanden sein kann. Die beste der gemessenen Polaren wurde bei Verwendung von Profil 387 mit $\beta = -2^0$ erhalten.

Die spanische Messung ist gestrichelt mit eingezeichnet. Sie stimmt mit unserer Messung (Profil 429 $\beta = -2^0$) im Verlauf ganz gut überein, nur weist sie einen größeren Widerstand auf. Die Beiwerte in Heft 4 der ZFM sind durch 21,7 zu teilen, um sie vom Inhalt eines Flügels auf die Kreisfläche umzurechnen.

Die Polare einer Kreisscheibe ist des Vergleiches halber auch mit eingezeichnet.

Im folgenden sind die Zahlenwerte für die drei besten Messungen zusammengestellt.

Windrad-Tragflügel von 0,6 m Durchmesser.

1. Flügelblätter mit Profil Nr. 387, $\beta = -2^0$.

α	$100\,c_a$	$100\,c_w$	$100\,c_m$	n U/min	u/v
4,9	13,3	3,29	—1,81	1429	2,15
9,8	29,9	8,21	—2,42	1610	3,17
19,7	62,0	28,1	—3,68	1905	4,58
29,6	73,0	50,8	—3,94	1777	5,06
39,7	67,5	64,6	—3,68	1845	5,16
49,7	60,0	81,1	—2,62	1881	5,40
59,7	50,9	96,9	—2,49	1936	5,46
69,9	33,3	106,0	—2,59	1968	5,51
79,9	19,6	110,3	—1,68	1935	5,46
90	0	110,3	0	1922	5,42

Die beim Versuch verwandten Windgeschwindigkeiten lassen sich leicht aus n und u/v berechnen, sie schwanken zwischen 10 und 20 m/s.

Die Polare für Profil 387, $\beta = -2^0$, wurde der Berechnung eines Windradflugzeuges zugrunde gelegt. Es wurden dieselben Daten angenommen wie in Heft 4 der ZFM:

2. Flügelblätter mit Profil Nr. 429, $\beta = -0{,}5^0$.

α	$100\,c_a$	$100\,c_w$	$100\,c_m$	n U/min	u/v
9,9	16,3	4,43	—1,70	1820	2,77
19,9	48,8	21,4	—4,3	2360	4,60
24,7	63,5	32,7	—6,2	2230	5,10
29,6	71,8	44,8	—6,8	1910	5,43
29,8	64,2	40,8	—5,37	2200	4,39
29,8	41,0	27,5	—4,40	1765	2,67
29,9	14,8	9,56	—1,1	740	2,09
39,9	16,2	16,2	—1,51	623	0,95
59,9	19,2	34,6	—2,1	970	1,47
90	0	50,7	0	844	1,67

3. Flügelblätter mit Profil Nr. 429, $\beta = -2^0$.

α	$100\,c_a$	$100\,c_w$	$100\,c_m$	n U/min	u/v
2,5	2,97	0,52	—0,39	927	0,72
5,0	4,62	1,1	—0,73	1560	1,55
9,9	16,4	4,5	—1,43	2143	3,16
14,9	29,3	10,5	—2,00	2152	4,28
19,8	41,4	18,9	—2,81	2125	5,11
24,7	50,5	28,3	—3,99	2060	5,79
29,7	58,7	38,6	—5,47	2125	6,23
39,7	58,1	52,4	—6,20	2120	6,60
49,7	51,3	66,6	—4,48	2088	6,81
59,8	43,8	75,5	—4,16	2145	7,03
69,9	29,8	92,5	—1,98	2060	7,27
79,9	17,2	100,8	—1,94	2108	7,52
90	0	105,6	0	2108	7,45

Gesamtgewicht $G = 800$ kg,
Motorleistung $N_0 = 120$ PS,
Durchmesser des Windrades $D = 11$ m.

Der Propellerwirkungsgrad wurde zu $\eta = 65$ vH geschätzt. Der Beiwert des zusätzlichen Widerstandes für Rumpf, Fahrgestell usw. muß, da unsere Bezugsfläche sehr groß ist, entsprechend klein sein, man kann ihn etwa mit $100\,c_w = 0{,}66$ ansetzen. Damit wurde berechnet

die Geschwindigkeit für den Horizontalflug

$$v = \sqrt{\frac{G}{\frac{\varrho}{2}\,c_a\,F}}\ \text{m/s},$$

die dazugehörige Motorleistung

$$N = c_{w_{ges}} \cdot \frac{\varrho}{2} \cdot \frac{v^3 \cdot F}{75\,\eta} \text{ PS},$$

die mit der vorhandenen Motorleistung von 120 PS mögliche Steiggeschwindigkeit

$$w_{st} = \frac{75 \cdot (N_0 - N) \cdot \eta}{G} \text{ m/s}$$

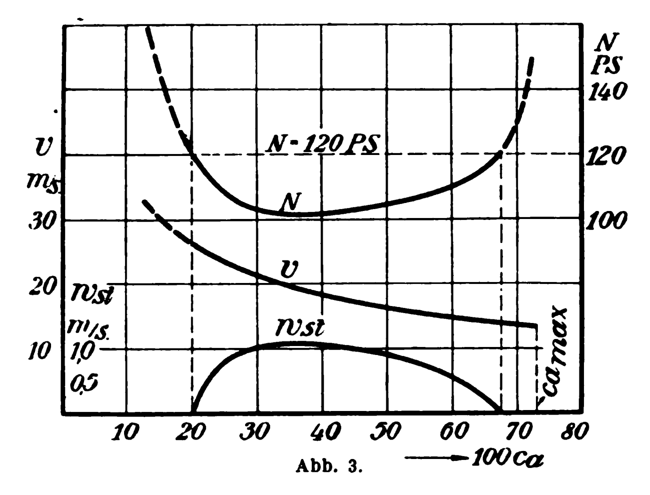


Abb. 3.

und in Abb. 3 über c_a aufgetragen. Die Geschwindigkeit des horizontalen Ausschwebens vor der Landung, die durch $c_{a\,max}$ bedingt ist, beträgt 13,5 m/s, während die mit 120 PS erreichbare Fluggeschwindigkeit im Minimum 14, im Maximum 26 m/s = 94 km/h ist. Die größte Steiggeschwindigkeit ist 1,05 m/s.

Die Landegeschwindigkeit kann wahrscheinlich, genau wie bei jedem anderen Flugzeug, durch geeignetes Hochreißen kurz vor dem Aufsetzen noch weiter heruntergedrückt werden.

Unmittelbar nach dem Aufsetzen wird sich die Geschwindigkeit infolge der großen Widerstände auch sehr rasch verringern.

Da es ein besonderer Vorteil des Windradflugzeuges ist, daß es sehr steil landen kann, soll noch kurz auf die Verhältnisse beim Gleitflug eingegangen werden. In Abb. 4 sind über dem Anstellwinkel aufgetragen:

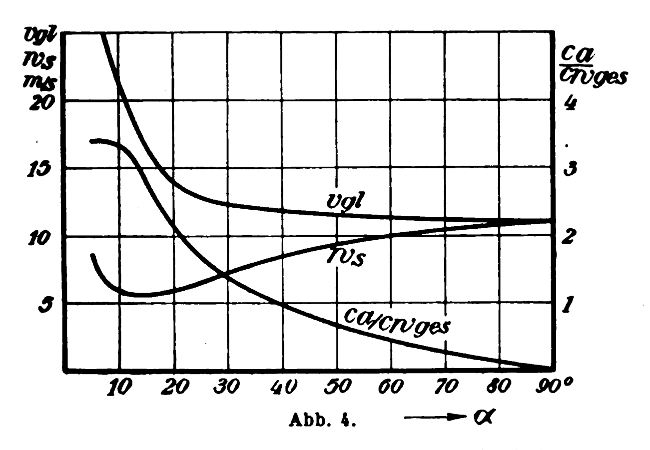


Abb. 4.

die Geschwindigkeit auf der geneigten Gleitbahn

$$v_{gl} = \sqrt{\frac{G}{\frac{\varrho}{2}\, c_r\, F}} \text{ m/s},$$

ihre senkrechte Komponente, die Sinkgeschwindigkeit

$$w_s = v_{gl}\,\frac{c_{w_{ges}}}{c_r} \text{ m/s},$$

(dabei ist c_r die Resultierende aus c_a und $c_{w_{ges}}$), und das Verhältnis $c_a/c_{w_{ges}}$, das die Neigung der Gleitbahn bestimmt. Für den Fall der kleinsten Sinkgeschwindigkeit w_s = 5,7 m/s ist die Neigung der Bahn $c_a/c_{w_{ges}}$ = 2,8 entsprechend einem Winkel von 19 bis 20°. Ein steilerer, fahrstuhlartiger Abstieg mag wohl möglich sein, sofern die Steuerfähigkeit nicht zu sehr dabei leidet, aber landen kann man angesichts der dabei auftretenden hohen Sinkgeschwindigkeit von rd. 10 m/s wohl nur, wenn man rechtzeitig mittels Tiefensteuergeben in flachen Gleitflug übergeht. De la Cierva schreibt selbst, daß er bei seinem sechsten Flugzeug den Schwerpunkt vor dem Auftriebsmittelpunkt angeordnet habe, so daß das Flugzeug beim Geschwindigkeitsverlust nach dem Überziehen sich selbsttätig nach unten neigt.

Eine Möglichkeit des Absturzes, die schon aus der Beschreibung des Versuchs hervorgeht, ist aber auch beim Windradflugzeug vorhanden. Wenn man es plötzlich stark drückt, so daß der Anstellwinkel zu Null wird, fällt sofort die Drehzahl und damit auch der Auftrieb ganz beträchtlich ab. Die Folge ist ein Sturz, der möglicherweise durch Aufrichten des Flugzeugs beendet werden kann.

Der Zweck dieses Aufsatzes ist, den Optimismus, der sich in letzter Zeit bei Beurteilung des Windradflugzeugs wiederholt gezeigt hat, auf ein richtigeres Maß zurückzuführen. Dieses neuartige Flugzeug wird infolge seiner verhältnismäßig geringen Landegeschwindigkeit, wegen seiner leichten Steuerfähigkeit und auch wegen seiner Unempfindlichkeit gegen Böen sicher für manche Sonderzwecke geeignet sein, trotz seines hohen Leistungsbedarfs. Es ist auch möglich, daß durch eine Abänderung der Flügelform noch eine kleine Verbesserung der Flugleistungen erzielt werden kann, aber das Wesentliche dürfte durch die vorliegenden Untersuchungen bereits erfaßt sein.

Die rechnerische Ermittlung der Schubverteilung und des Wirkungsgrades für ausgeführte Luftschrauben bei beliebigen Betriebszuständen.

Von Th. Bienen, Berlin.

Im Anschluß an verschiedene von Professor v. Kármán und mir veröffentlichte Aufsätze[1]), die Theorie der Luftschrauben betreffend, gebe ich nachstehend ein Verfahren bekannt, mit dessen Hilfe man Schubverteilung und Wirkungsgrad ausgeführter Luftschrauben bei beliebigen Betriebszuständen näherungsweise vorausberechnen kann.

Der Berechnung liegt folgender Gedankengang zugrunde. Die Luftschraube denkt man sich durch einen geeigneten Mechanismus ersetzt, mit dessen Hilfe eine gewisse Luftmasse entgegen der Flugrichtung (und in Umfangsrichtung) beschleunigt wird. Ein derartiger Mechanismus würde z. B. dargestellt durch eine Folge von Profilelementen, die in radialer Richtung von Element zu Element der Steigung entsprechend gegeneinander verwunden sind und in Umfangsrichtung den Luftschraubenkreis unendlich dicht besetzen. Jedes Profilelement erzeugt einen gewissen Auftrieb, der — die Profilkenngrößen als bekannt vorausgesetzt — nach Größe und Richtung ebenfalls bekannt ist, und dessen axialer Teilwert den Beitrag des Elements zum Schraubenschub darstellt.

Damit ist unsere Aufgabe auf folgende zurückgeführt: zu einem Profil bei vorgegebener Anblaserichtung und -geschwindigkeit die Geschwindigkeitsverhältnisse und die auftretenden Kräfte zu ermitteln; eine Aufgabe, die sich mit Hilfe des Impulssatzes näherungsweise ohne weiteres lösen läßt.

Zu berücksichtigen bleibt jetzt noch der Einfluß der endlichen Flügelzahl; dies geschieht in folgender von Prandtl angegebenen Weise.

Einfluß der Flügelzahl.

Gemäß unserer Voraussetzung ist der Schub in einer bestimmten Entfernung von Schraubenkreismitte über den Um-

---

[1]) Th. Bienen und Th. v. Kármán, Zur Theorie der Luftschrauben, Z. d. V. D. I. 1924, S. 1237 ff., Th. Bienen, Die günstigste Schubverteilung für die Luftschraube usw., ZFM 1925, 10. und 11. Heft.

Der Grundgedanke zu der vorliegenden Veröffentlichung stammt von Professor v. Kármán.



fang gleichmäßig verteilt, während die (gesuchte) Schubverteilung über den Halbmesser beliebig angenommen werde.

Die Geschwindigkeitsverhältnisse am Schraubenblatt in der Entfernung r von Schraubenmitte gibt Abb. 1 wieder.

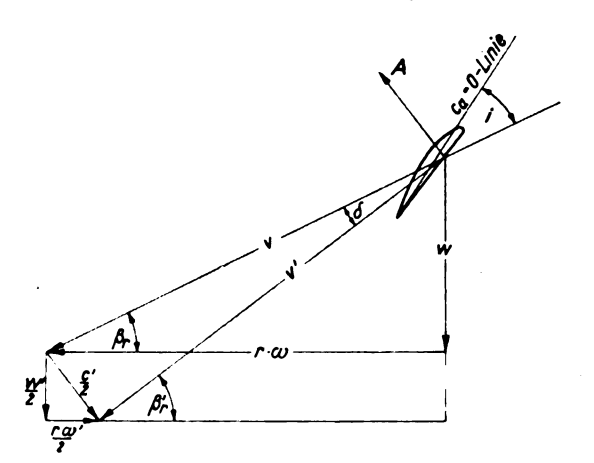


Abb. 1. Geschwindigkeitsverhältnisse am Schraubenblatt in der Entfernung r von Schraubenkreismitte.

Es bedeuten

w die Fluggeschwindigkeit,

ω die Winkelgeschwindigkeit der Luftschraube,

$\beta_r = \operatorname{arc\,tg} \frac{w}{r\omega}$ den effektiven Steigungswinkel,

$\beta_r' = \operatorname{arc\,tg} \frac{w + \frac{w'}{2}}{r\left(\omega - \frac{\omega'}{2}\right)}$ den induzierten Steigungswinkel.

c' ist die zusätzliche (induzierte) Geschwindigkeit; ihre Teilwerte in axialer und Umfangsrichtung sind w' bzw. $r\omega'$ (am Ort des Flügelblatts selbst hat die zusätzliche Geschwindigkeit erst ihren halben Wert erreicht).

Bei endlicher Flügelzahl tritt nun ein Schubabfall an den Flügelenden auf, der eine natürliche Folge der sich dort im besonderen Maße ablösenden Wirbel (der Wirbelzöpfe) ist. Die Geschwindigkeitsverteilung im Kreisring ist nun nicht mehr gleichmäßig. Wickelt man den Kreisring ab und trägt darüber die zusätzliche Geschwindigkeit auf, so ergibt sich, daß sie am Flügelblatt selbst den größten Wert erreicht, davor und dahinter aber auf einen gewissen Betrag herabsinkt.

Die im Mittel herrschende zusätzliche Geschwindigkeit ist von Prandtl[1]) näherungsweise berechnet worden zu

$$w_{\text{mittel}} = \varkappa \cdot w',$$

wo w' die am Flügelblatt wirksame Höchstgeschwindigkeit bedeutet und die Größe $\varkappa$ gleich ist

$$\frac{2}{\pi} \operatorname{arc\,cos} e^{-\frac{R-r}{R}\,\frac{z}{\sin\beta'}};$$

hierin bezeichnen z die Flügelzahl und β' den induzierten Steigungswinkel an der Flügelspitze. Man kann nun die Schraube mit endlicher Flügelzahl durch eine dynamisch gleichwertige Schraube mit unendlicher Flügelzahl ersetzen. Den reduzierten Halbmesser dieser Schraube berechnet Prandtl[2]) zu $R_{\text{red}} = R\left(1 - \frac{1{,}39 \sin\beta'}{z}\right)$.

Die Kenntnis der am Schraubenblatt herrschenden Höchstgeschwindigkeit sowie der mittleren Geschwindigkeit ist für die Formgebung der Luftschraube von größter Bedeutung.

Die von Prandtl berechneten Berichtigungsgrößen scheinen die tatsächlichen Verhältnisse genügend genau anzunähern; wenigstens zeigte sich bei Versuchen auf dem Luftschraubenprüfstand im Windkanal des Aachener Aerodynamischen Instituts seine ausgezeichnete Übereinstimmung zwischen der dem Entwurf zugrunde gelegten und der tatsächlichen Geschwindigkeits- (bzw. Schub-)Verteilung.

Die Berechnung der wirklichen Anblaserichtung.

Wenden wir uns nunmehr der Lösung unserer Aufgabe zu. Wie man aus Abb. 1 ersieht, besteht die Aufgabe nur in der Berechnung des Unterschiedes zwischen dem geometrischen und dem induzierten Steigungswinkel. Auf Grund der geometrischen Beziehungen läßt sich dann ohne weiteres die induzierte Geschwindigkeit c' mit ihren Teilbeträgen in axialer und Umfangsrichtung berechnen. Mit der induzierten Geschwindigkeit kennt man dann auch die Schubverteilung und den Wirkungsgrad.

Wenden wir auf einen Schraubenkreisring im Abstand r von Schraubenmitte und der Breite dr den Impulssatz an, so läßt sich der senkrecht zur Anblaserichtung von den Schraubenelementen erzeugte Auftrieb wie folgt schreiben

$$m \cdot c' \cdot \varkappa = A$$

$$\frac{\gamma}{g}\left(w + \frac{w'}{2}\right) 2 r \pi \, dr \, c' \varkappa = \frac{\gamma}{g} \frac{v'^2}{2} c_a z t \, dr \quad . \quad . \quad (1)$$

Hierin ist $\frac{c'}{2}$ der am Schraubenblatt herrschende Höchstwert der zusätzlichen Geschwindigkeit, $\varkappa$ die Prandtlsche Berichtigungsgröße, c_a der Auftriebsbeiwert des Profils, $z \cdot t$ die Summe der Blattiefen aller auf dem betreffenden Halbmesser arbeitenden Profile, während die Bezeichnung der übrigen Größen, soweit sie nicht aus der Abb. 1 hervorgeht, allgemein üblich ist.

Auf Grund der geometrischen Beziehungen ergibt sich aus Abb. 1

$$\left.\begin{aligned} c' &= 2 v \sin\delta = \frac{2w}{\sin\beta} \sin\delta \\ v' &= v \cos\delta = \frac{w}{\sin\beta} \cos\delta \\ w' &= c' \cos\beta' = \frac{2w}{\sin\beta} \sin\delta \cos(\beta + \delta) \\ r\omega' &= c' \sin\beta' = \frac{2w}{\sin\beta} \sin\delta \sin(\beta + \delta) \end{aligned}\right\} \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

Bezeichnet i den Winkel zwischen der $c_a = o$-Linie des Profils und der »effektiven«, also der durch den Betriebszustand gegebenen, scheinbaren Anblaserichtung, so können wir in bekannter Weise schreiben

$$c_a = c_a' (i - \delta) \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

wo c_a' die Ableitung von c_a nach dem Anblasewinkel bedeutet. c_a' werden wir in der Folge als eine Konstante behandeln. Für gebräuchliche Profile und den üblichen Anstellwinkelbereich stimmt diese Näherung sehr gut; man kann dann $c_a' = 5{,}25$ setzen (die Winkel im Bogenmaß). Erst bei sehr großen Anstellwinkeln nimmt c_a' im allgemeinen kleinere Werte an. Dies bleibt zu bedenken, wenn man unsere folgenden Ableitungen auf solche Betriebszustände der Schrauben anwendet, bei denen die obige Voraussetzung nicht oder nur teilweise erfüllt ist. Dieser Fall wird z. B. besonders bei der Schraube auf dem Stand und da in großem Maße bei Schrauben mit großem »Fortschrittsgrad« (großem Verhältnis von Flug- zu Umfangsgeschwindigkeit, also bei sog. »Langsamläufern«) eintreten. Solange allerdings dieser Übelstand sich auf die in der Nähe der Nabe arbeitenden Profile, die ja vorzugsweise davon betroffen werden, beschränkt, bleibt der entstehende Fehler gering; denn diese Schraubenelemente liefern nur einen sehr geringen Beitrag zum Gesamtschub.

Aus (1), (2) und (3) ergibt sich nun

$$\left\{1 + \frac{\sin\delta}{\sin\beta_r} \cos(\beta_r + \delta)\right\} 4 \pi r \sin\delta \, \varkappa = \frac{z t}{2 t} \frac{\cos^2\delta \, c_a' (i - \delta)}{\sin\beta_r}.$$

Da δ immer sehr klein ist, entwickeln wir $\sin\delta$ und $\cos\delta$. Bricht man nach dem ersten Gliede ab, so erhält man den Unterschied zwischen induziertem und effektivem Steigungswinkel (Schlupfwinkel)

$$\delta = \frac{i}{1 + \varkappa \frac{8 \pi r}{c_a' z t} \sin\beta_r} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

[1]) Siehe A. Betz, Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust, mit einem Zusatz von L. Prandtl, Nachr. d. Ges. d. Wissensch. zu Göttingen, Math.-physik. Kl. 1919, S. 193 ff. Die Größe $\varkappa$ ist in Kurvenform in dem weiter oben angezogenen Aufsatz des Verfassers wiedergegeben. [2]) a. a. O.

Bei Berücksichtigung der quadratischen Glieder von δ ergibt sich

$$\delta = -\frac{1}{2}\,\frac{\varkappa\,\dfrac{8\pi r\sin\beta_r}{z\,t\,c_a'}+1}{\varkappa\,\dfrac{8\pi r\cos\beta_r}{z\,t\,c_a'}+i}\left\{1-\sqrt{1+4\,i\,\frac{\dfrac{\varkappa\,8\pi r\cos\beta_r}{z\,t\,c_a'}+i}{\left(\dfrac{\varkappa\,8\pi r\sin\beta_r}{z\,t\,c_a'}+1\right)^2}}\right\} \quad (5)$$

Auch diese Formel läßt sich bei geschickter Zahlentafelanordnung sehr viel einfacher und schneller auswerten, als es vielleicht auf den ersten Blick aussieht. Wem es auf größere Genauigkeit ankommt, dem bleibe es unbelassen, eine zweite Rechnung mit dem genaueren Wert von c_a' durchzuführen. Er wird dann auch für Punkte, die sich beliebig weit vom Normalbetriebszustand entfernen, gute Werte erhalten.

Die Berechnung von Schubverteilung und Wirkungsgrad.

Nach Ermittlung von δ läßt sich ohne weiteres die Schubverteilung und der Wirkungsgrad angeben.

Mit Hilfe von Gl. (2) sind die zusätzlichen Geschwindigkeiten in axialer und Umfangsrichtung zu berechnen.

Es ergibt sich dann aus dem Impuls- und Flächensatz in bekannter Weise für den Schraubenkreisring mit dem Halbmesser r und der Breite dr der Beitrag zum Schub

$$\frac{dS}{dr} = \frac{\gamma}{g}\left(w+\frac{w'}{2}\right)w'\,(1-\varepsilon\,\mathrm{tg}\,\beta_r')\,2\,r\,\pi$$

und der Beitrag zum Moment

$$\frac{dM}{dr} = \frac{\gamma}{g}\left(w+\frac{w'}{2}\right)r^2\,\omega'\,(1+\varepsilon\,\mathrm{ctg}\,\beta_r')\,2\,r\,\pi \quad (6)$$

Hierin ist $\varepsilon = \frac{c_w}{c_a}$ die Gleitzahl des Profils (für unendliches Seitenverhältnis). Da die Anblaserichtung mit δ gegeben, ist sowohl c_a als c_w für im Modell gemessene Profile bekannt. Bei Profilen, für die keine Modellmessungen vorliegen, läßt sich die Gleitzahl näherungsweise ermitteln; wir werden darauf weiter unten noch zurückkommen.

Mit Gl. (6) ist die Schub- und Momentenverteilung über den Halbmesser gegeben; durch Integration erhalten wir Gesamtschub und -moment.

Der Wirkungsgrad in der Entfernung r von Schraubenmitte ist

$$\eta_r = \frac{dS\,w}{dM\,\omega} \quad (7)$$

Und schließlich erhalten wir für den Gesamtwirkungsgrad

$$\eta = \frac{\int \eta_r \frac{dM}{dr}\,dr}{\int \frac{dM}{dr}\,dr} \quad (8)$$

Auch diese Integration läßt sich numerisch oder zeichnerisch einfach durchführen.

Bemerkungen zur Durchführung der Rechnungen.

Die Rechnung macht keine Schwierigkeiten, wenn von den einzelnen Schraubenelementen Profilmessungen vorliegen. Das wird nur selten zutreffen. Wir müssen zur Berechnung von δ nach Gl. (4) und (5) kennen:

die $c_a = o$-Linie bzw. den Winkel i,

die c_a- und c_w-Werte als Funktion des Anblasewinkels $(i-\delta)$.

Zur angenäherten Ermittlung der $c_a = o$-Linie eines bekannten Profils verfährt man zweckmäßigerweise folgendermaßen[1]).

Man verbinde (s. Abb. 2) die Hinterkante des Profils mit der Nasenspitze (Berührungspunkte des das Profil umschreibenden Kreises) durch die »Polverbindungsgrade« a. Darauf ziehe man die Winkelhalbierende b des Kantenwinkels; dann stellt die den Winkel zwischen a und b halbierende Gerade die $c_a = o$-Linie dar. Das gilt genau nur für Profile mit dem Kantenwinkel o, also für sog. Joukowsky-Profile. Bei endlichem Kantenwinkel wäre noch ein von der Größe dieses Winkels abhängiges Berichtigungsglied anzubringen; dieses Glied ist jedoch praktisch vernachlässigbar klein.

[1]) Siehe v. Kármán und Trefftz, Potentialströmung um gegebene Tragflächenquerschnitte, ZFM 1918, S. 111ff.

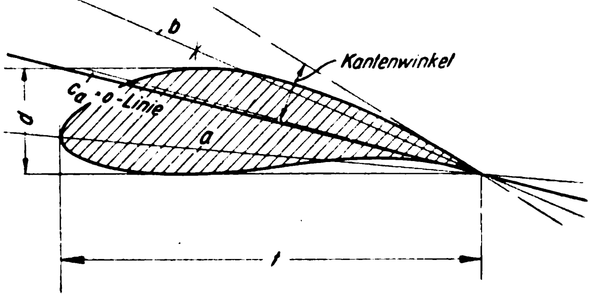


Abb. 2. Zeichnerische Ermittlung der c_a — o-Linie.

Verwendet man für die verschiedenen Querschnitte dasselbe Grundprofil, indem man es geometrisch verzerrt, so genügt eine einmalige Bestimmung der $c_a = o$-Linie; für ein anderes Dickenverhältnis d/t ist der Winkel zwischen der $c_a = o$-Linie und der Profilsehne

$$a = \frac{a_0}{\left(\frac{d}{t}\right)_0}\,\frac{d}{t},$$

wenn a_0 und $\left(\frac{d}{t}\right)_0$ die gemessenen oder sonst ermittelten zusammengehörigen Werte sind. Für beliebige Anblasewinkel ergibt sich dann c_a nach Gl. (3).

Bei Bestimmung der c_w-Werte ist zu beachten, daß diese nur den Beiwert des reinen Profilwiderstandes (also ohne induzierten Widerstand) darstellen. Der Profilwiderstand ist aber im üblichen Anstellwinkelbereich genügend genau als konstant anzusehen; man kann ihn durch Vergleich mit bekannten Profilen abschätzen.

Zusammenfassung.

Es wird ein Verfahren mitgeteilt, nach dem für vorgegebene Arbeitsschrauben bei beliebigen Betriebszuständen die Schub- und Momentenverteilung, Wirkungsgrad und damit auch die aufzuwendende Leistung ermittelt werden kann. Mit Hilfe von Impuls- und Flächensatz einerseits und den Ergebnissen der elementaren Tragflügeltheorie anderseits wird die einzige Unbekannte, nämlich die tatsächliche »aerodynamische« Anblaserichtung der einzelnen Schraubenblattelemente ermittelt. Damit lassen sich dann in einfacher Weise alle übrigen Größen berechnen.

Zur Theorie des Druckversuchs.

Von Max Knein.

Bei den bisherigen Arbeiten, welche den Einfluß der Reibung beim Druckversuch nach der Elastizitätstheorie behandeln, wird angenommen, daß nur der Umfang der Endfläche keine Querverschiebung erfährt, während doch zur eindeutigen Bestimmung der Spannungen eine über die ganze Druckfläche sich erstreckende Bedingung erforderlich ist. In der hier auszugsweise wiedergegebenen Arbeit, wofür ich die Anregung Herrn Professor v. Kármán verdanke, werden folgende Annahmen gemacht.

1. Die Druckplatten sind gegenüber dem Probekörper als vollkommen starr anzusehen; die Endflächen des Probekörpers bleiben also eben.

2. Die Reibung ist so groß, daß die Querdehnung in der Druckfläche überall vollständig verhindert wird.

3. Das Problem wird, um eine strenge Lösung zu geben, als zweidimensionales mit Hilfe Airyscher Spannungsfunktionen behandelt.

Es zeigt sich, daß die Ecken singuläre Stellen sind. Diese Singularität muß also zunächst bestimmt werden, und zwar geschieht dies mittels einer Spannungsfunktion von der Form

$$F = r^n\left\{A\,(\cos n\varphi - \cos(n-2)\varphi) + {}\right.$$
$$\left.{} + B\left(\sin n\varphi + \frac{n}{2-n}\sin(n-2)\varphi\right)\right\} \quad (1)$$

die für $\varphi = 0$, an der freien Begrenzung, $F = 0$, $\frac{\partial F}{\partial \varphi} = 0$ also auch $\sigma_\varphi = 0$, $\tau_{r\varphi} = 0$ liefert. Die beiden Randbedingungen an der Druckfläche liefern zwei homogene

Gleichungen für A und B, und durch Nullsetzen der Nennerdeterminante erhält man die Gleichung

$$m^2\left(n^2 - 2n - 3\sin^2 n\frac{\pi}{2}\right) + 4m\left(1 + \sin^2 n\frac{\pi}{2}\right) - 4 = 0 \quad (2)$$

welche den Exponenten n unter Zugrundelegung der ebenen Formänderung als Funktion der Poissonschen Konstante $\frac{1}{m}$ bestimmt. n nimmt nur die Werte zwischen 1,5 und 2 an. Weiterhin erhält man für den erforderlichen Reibungskoeffizienten in der Druckfläche

$$\mu = \left|\frac{\tau}{\sigma\varphi}\right| = \left|\operatorname{tg} n\frac{\pi}{2}\cdot\frac{m(3-n)-2}{mn-2}\right|,$$

womit in Verbindung mit (2) μ ebenfalls als Funktion von m gegeben ist. Man findet für

$$m = 2 : \mu \cong 0{,}5, \quad m = 4 : \mu \cong 0{,}25, \quad m = \infty : \mu = 0.$$

Die Spannungen selbst werden in der Ecke unendlich wie r^{n-2}; z. B. für $m = 2$ wie $r^{-0,42}$, für $m = \sim 4$ wie $r^{-1/4}$. Das Integral über die Spannungen in einem endlichen Bereich, der die Ecke enthält, bleibt endlich. In der Ecke müssen bleibende Formänderungen eintreten, die aber auf einen sehr kleinen Teil des Körpers beschränkt sind.

Aus den Versuchen von Franz Nehl (Dissertation Aachen 1925, S. 29) kann man entnehmen, daß beim Stauchversuch mit Flußeisen diese bleibenden Deformationen der Ecke in der Tat eintreten, bevor im übrigen die Elastizitätsgrenze erreicht wird.

Die maximale Schubspannung für konstante r tritt auf einem Strahl auf, der unter dem Winkel φ_0 gegen die freie Begrenzung geneigt ist; man findet für φ_0 die Gleichung

$$\operatorname{tg} 2\varphi_0 = \frac{2AB}{A^2(2-n) - B^2\cdot n},$$

so daß man φ_0 als Funktion von m bestimmen kann. Für $m = 2$ ist $\varphi_0 = \cong 45^0$, für $m = 4$ $\varphi_0 = \cong 21^0$ ($m = \infty$, $\varphi_0 = 0$). Nach der Mohrschen Theorie würde dieser Strahl den Ort der größten Beanspruchung darstellen.

Die Lösung für die Ecke ermöglicht es, den Spannungszustand für einen begrenzten Körper zu ermitteln. Wir denken uns die der Gleichung (1) entsprechenden Spannungszustände überlagert, indem wir die Punkte 0,0′, 1, 1′, 2, 2′ . . . . k, k' . . . . in Abb. 1 als Ecken ansehen. Die so durch

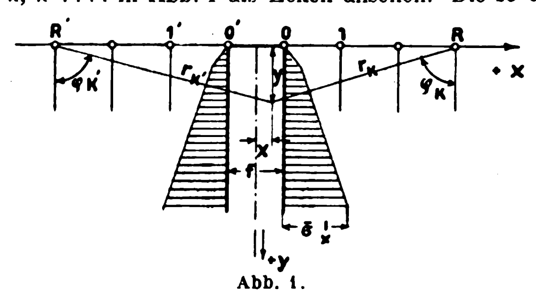


Abb. 1.

Superposition entstehende Spannungsverteilung erfüllt offenbar die Randbedingungen an der Druckfläche innerhalb der Strecke 0 — 0′, daß die Fläche eben bleibt und die Querverschiebung 0 ist. Außerdem sieht man, daß an den senkrechten Grenzen des Mittelstreifens durch 0 und 0′ keine Schubspannungen entstehen.

Die Schwierigkeit, daß man durch Überlagerung der unendlich vielen Funktionen unendlich große Spannungen σ_x und σ_y erhält, beseitigt man dadurch, daß man noch die gleichförmigen Zugspannungen

$$\sigma_x = c\sum_{k=1}^{\infty} k^{n-2} \text{ und } \sigma_y = (m-1)\,c\sum_{k=1}^{\infty} k^{n-2}$$

überlagert. Durch diese werden die Randbedingungen ebenfalls nicht geändert. Man erhält so für die Spannungen konvergente Reihen nach Potenzen von x und y. Die seitlichen Ränder sind indessen noch nicht spannungsfrei: es bleiben Zugspannungen $\overline{\sigma_x}^I$ übrig, wie in Abb. 1 angegeben. Diese können indessen durch Überlagerung von bekannten regulären Lösungen für den unendlichen Streifen unschwer beseitigt werden, wodurch man zu der gesuchten Lösung gelangt.

Aus den so berechneten vollständigen Spannungen folgen mit $m =$ die in Abb. 2 gezeichneten Linien $\tau_{max} = \text{const.}$ die eine Zone geringerer Beanspruchung von annähernd dreieckigem Querschnitt an der Druckfläche und einen zweiten Bereich geringerer Beanspruchung in der Nähe des freien Randes erkennen lassen. Dazwischen liegt eine Zone größter Bruch-(Fließ-)Gefahr. Abb. 2a zeigt den Verlauf der Druckspannung σ_y in der Endfläche. Da in der Entfernung der 0,6fachen Breite von der Endfläche der Zustand gleichmäßiger Druckspannung praktisch erreicht ist, lassen sich mit hinreichender Genauigkeit die Spannungen für endliche Längen bis zu dem 0,6fachen der Breite herab leicht berechnen. Abb. 2a zeigt die Linien $\tau_{max} = \text{const}$ für $= 0{,}6$.

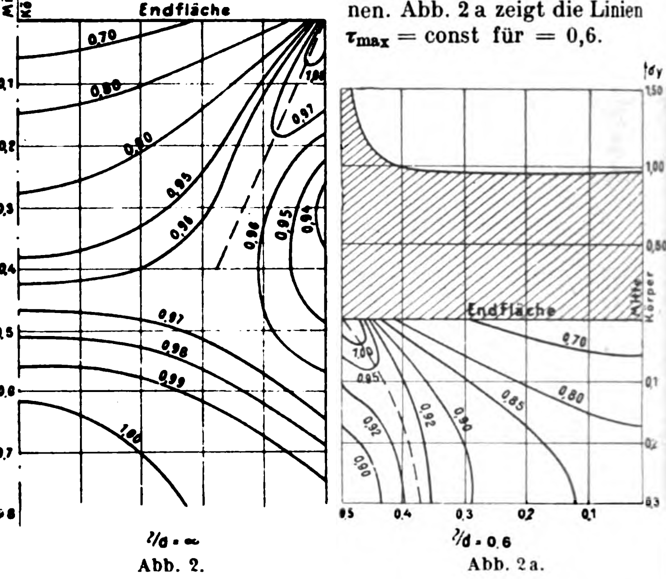


Abb. 2.

Abb. 2a.

Über die Abhängigkeit der Bruch- bzw. Fließgrenze von der Höhe des Probekörpers kann man folgendes sagen: Die Elastizitätsgrenze wird an den Ecken streng genommen schon bei beliebig geringer Last überschritten. Man kann indessen annehmen, daß das Fließen praktisch erst einsetzt, wenn die Elastizitätsgrenze längs der ganzen Zone geringsten Widerstandes (in Abb. 2 gestrichelt gezeichnet) überschritten wird. In dem Beispiel $l/d = 0{,}6$ würde dies eintreten, falls die Last im Verhältnis 0,92:1 erhöht wird. Dieses Verhältnis entspricht der Größenordnung nach der beobachteten Erhöhung der Fließgrenze mit abnehmender Höhe.

Wie der Übergang vom rein elastischen Zustand zum Fließzustand vor sich geht, ist schwer zu sagen.

Für die Ecke kann man indessen eine Lösung angeben, bei der ein plastischer Teil an der seitlichen Begrenzung und ein elastischer Teil an der Druckfläche unter einem bestimmten Winkel ϑ (vom seitlichen Rande an gerechnet) aneinander stoßen und an der Druckfläche wieder dieselben Randbedingungen wie vorher gelten. Der plastische Teil wird nach Art der Prandtlschen Lösung für die stumpfe Schneide zusammengesetzt. Ist β der Winkel, unter den die Mohrsche Grenzgrade im σ, τ-Koordinatensystem gegen die σ-Achse geneigt ist, so erhält man für ϑ die Gleichung

$$\frac{1}{\sin^2\beta}\left[1 - (1 - \sin\beta)\,e^{-2\left(\vartheta - \frac{\pi}{4} + \frac{\beta}{2}\right)\operatorname{tg}\beta}\right] \left[\cos 2\vartheta - \frac{\sin 2\vartheta}{\operatorname{tg}(2\vartheta + \beta)}\right] = \frac{m}{m-2},$$

also für

$$m = 2 : \vartheta = \frac{\pi}{2} - \frac{\beta}{2}, \quad m = \infty : \vartheta = \frac{\pi}{4} - \frac{\beta}{2}.$$

Der Strahl mit der Neigung ϑ sollte den nicht fließenden Bereich abgrenzen. Die Versuchsergebnisse reichen leider nicht aus, um die Übereinstimmung prüfen zu können.

Die ausführlichen Rechnungen sollen in meiner demnächst erscheinenden Aachener Dissertation mitgeteilt werden.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [22] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Handanlasser der Aeromarine Plane & Motor Co., Keyport, N. J. (vgl. 52301), s. Abb. Durch eine Handkurbel wird mittels Übersetzung ein loses Schwungrad, das als Energiespeicher dient, in Umdrehung versetzt. Nach Einschalten einer Schleifkuppelung wird dieses über ein doppeltes Untersetzungsgetriebe von 133:1 Gesamtuntersetzung mit der Kurbelwelle verbunden.

Die Kuppelung besteht aus einem Knebel, der nach Lösen eines Satzes Spannfedern ruckartig einschnappt. Diese werden durch einen Federzug betätigt, der von der Schaltstange gleichzeitig mit dem Ausschalten der Handkurbel ausgelöst wird. Ein falscher Eingriff der Zahnflanken soll durch das Einschnappen vermieden werden.

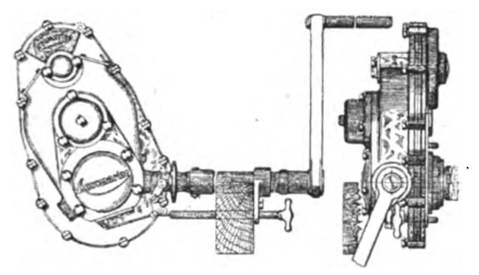


Abb. zu 62201. Aeromarine-Handanlasser.

Die mit diesem Anlasser erzeugte Anlaßgeschwindigkeit des Motors beträgt 100 Umdr./min, also das 16fache eines gewöhnlichen Handanlassers, das 4fache des elektrischen Air Service-Anlassers oder das 3fache des elektrischen Aeromarine-Anlassers. Diese Geschwindigkeit kann in 17 s ohne Anstrengung erreicht werden; dann wirkt auf die Welle ein Drehmoment von 107 kgm. Es ist bedeutend größer als das bei anderen Anlassern erreichte und genügt auch für einen Wright-T-3-Motor mit 1:6,5 Verdichtungsverhältnis und 600 PS Leistung. Für diese starken Motoren ist sonst aber ein Schwungrad mit größerem Durchmesser vorgesehen, dessen Energiespeicherung etwa doppelt so groß ist.

Nach Erreichen der Anlaßgeschwindigkeit verzögert sich das Schwungrad sehr langsam, so daß das Flugzeug vom Führer selbst angelassen werden kann, da für ihn genügend Zeit vorhanden ist, in den Führersitz zu steigen und die Kuppelung einzuschalten. Sie rückt nach dem Anspringen sofort aus, und es ist bei warmem Motor möglich gewesen, 9mal hintereinander den Motor anzulassen, ohne die Schwungscheibe neu anzukurbeln.

Gewichts des Schwungrades	2,4	kg,
Gesamtgewicht des Anlassers	17	kg.

Rückschlagen des Motors ist infolge der Kupplungsbauart ungefährlich.
— Acceptance Tests on Aeromarine Fly Wheel Starter; Navy Departement Bureau of Aeronautics, Report AIMC-500 vom 2. Februar 1924, S. 14 bis 18 (16 Sp., 4 Abb., Zahlenang.). *H.* 62201.

Festigkeit. Festigkeitsuntersuchungen eines Aufklärungs-DD (vgl. 62209) ergaben folgendes: geforderte Lastvielfache Fall A 6,0 B 3,3, C 1,75, D 3,0. Durchbiegung der Zelle wurde an 68 senkrechten Meßstäben abgelesen. Der B-Fall wurde bei Lastvielfachem 1,0, 1,5, 2,0, 2,5 und 3,0, jedesmal nach voller Entlastung; 3,3, 3,5 und 4,0 ohne dazwischengelegte Entlastung, besonders untersucht. Erste bleibende Dehnung trat bei Lastvielfachem 3,0 ein; die Messungen wurden bis zum Lastvielfachen 4,0 fortgesetzt. Bei Lastvielfachem 4,2 erfolgte Bruch der Auskreuzungen der hinteren Tragwand des Flügels. Der volle Bruch erfolgte im B-Falle bei Lastvielfachem 5,5; zuerst Bruch des unteren Vorderholmes am Rumpfanschluß, und gleich danach Bruch des oberen Hinterholmes. Flügel zeigte also im B-Falle genügende Festigkeit.

Geforderte Höhenleitwerkbelastung war 200 kg/m²; bei 5,6 m² Fläche also 1120 kg. Belastungsart: gesamte Höhenleitwerktiefe in vier Teile geteilt; vorderes Viertel volle Belastung, von da nach hinten linear abnehmend. Erste dauernde Dehnung bei 200 kg/m² (1120 kg); bei 225 kg/m² (1260 kg) erfolgte Steuerhebelbruch; bei 300 kg/m² (1680 kg) erfolgte Bruch der Rumpfstrebe an den Lagerbolzen der Höhenflosse, bei 350 kg/m² (1960 kg) brachen die Höhenflossenrippen.

Rumpffestigkeitsuntersuchung durch Einspannung und Höhenleitwerkbelastung. Erste bleibende Dehnung bei Belastung 150 kg/m² (840 kg). Der Bruch des Rumpfes erfolgte bei 275 kg/m² (1450 kg) in folgender Reihenfolge: Zerreißen der Drahtauskreuzungen im Rumpfhinterteil, Bruch der Rumpfholme, Bruch des Rumpfhinterteiles.

Untersuchungen ergaben Kunstflugtauglichkeit bei Vermeidung längerer Sturzflüge und des Abfangens aus solchen; auch soll die Flügelverspannung nach Kunstflügen stets neu nachgestellt werden.
— *P. Kreysson*, Statische Untersuchungen eines Aufklärungsflugzeuges; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) 8, Nr. 1 vom Januar 1925, S. 22 bis 29 (10 Sp., 5 Lichtb., 5 Zeichng., 5 Zahlentafeln). *Sy.*, *H.* 62202.

Flugzeugbau. Die günstigste Geschwindigkeit der Verkehrsflugzeuge ist abhängig von den Brennstoffkosten, die sich auf Grund einer Betriebsstoffwertungszahl: Nutzlast mal Geschwindigkeit durch Leistung, die für eine bestimmte Strecke annähernd konstant ist, bestimmen lassen. Aus den Beziehungen der einzelnen Gewichtsgruppen untereinander und zur Geschwindigkeit und Leistung folgt, daß bei gleichem Fluggewicht und ähnlichem Flugzeug der Nutzlastanteil für die Geschwindigkeit bestimmend ist, da der Brennstoffverbrauch für eine gleiche Strecke konstant ist; die für seine Nutzlast günstigste Geschwindigkeit errechnet sich für ein Latécoère-Verkehrsflugzeug Lat 15 mit:

Flügelfläche	58	m²
Leistung	540	PS
Tragwerkleergewicht	1,100	t
Triebwerkleergewicht	0,800	t
Betriebsstoffe	0,435	t
Ausrüstung	0,180	t
Nutzlast	1,000	t
Fluggewicht	3,530	t
Geschwindigkeit	174	km/h

zu 201/km/h bei 620 PS Leistung und 42,5 m² Flügelfläche. Durch Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften wäre es möglich die Geschwindigkeit auf 200 km/h zu erhöhen, eine Geschwindigkeit, wie sie für den Landverkehr im Hinblick auf die anderen Verkehrsmittel als wünschenswert gefordert wird. Da sowohl die Nutzladung wie die Geschwindigkeit im Nenner der Betriebsstoffwertungszahl stehen, bedeutet ein Gewinn an Geschwindigkeit oder Nutzlast dasselbe, und eine Verbesserung der Geschwindigkeit um 1 km/h ist einer Mehrnutzlast von 5 kg gleichwertig.

— *P. Grimault*, Le prix de la vitesse dans les avions de transport; L'Aéronautique 8, Nr. 86 vom Juli 1926, L'Aérotechnique 4, Nr. 42, S. 235 bis 236 (7 Sp., 1 Schaub., Formelrechnungen). *H.* 62203.

Flugzeugbau. Die Flugleistungen eines Flugzeugs lassen sich zeichnerisch aus der Gleitflugkurve ermitteln. Auf der Abszissenachse sind die Wagerechtgeschwindigkeiten, auf der Ordinatenachse nach oben die Steig-, nach unten die Sinkgeschwindigkeiten abgetragen. Durch Verschiebung der eingezeichneten Gleiflugkurve um den einer bestimmten Motorleistung entsprechenden Betrag der Hubgeschwindigkeit entsteht die für diese Motorleistung geltende Zustandskurve unter Nichtbeachtung des Höheneinflusses auf Motorleistung und Luftdichte. Dieser kann dadurch berücksichtigt werden, daß auf Grund von Versuchsergebnissen die wirklichen Hubgeschwindigkeiten in verschiedenen Höhen errechnet und neben der Ordinate so in einer Kurve dargestellt werden, daß ein Herüberloten auf sie möglich ist. Entsprechend wird mit der Wagerechtgeschwindigkeitszunahme infolge der geringen Luftdichte verfahren. Die Gleitflugkurve läßt sich aus den Grundgleichungen der Flugmechanik errechnen, falls man die Auftriebs- und Widerstandsbeizahlen kennt; ermitteln läßt sie sich am fertigen Flugzeug durch Aufzeichnungen während eines Gleitfluges mit weder Zug noch Widerstand ausübender Luftschraube. — *E. Amstutz*, Zur Darstellung von Flugleistungen; Aero-Revue, Nr. 8, vom August 1926, S. 170 bis 173 (6 Sp., 2 Skizzen, 2 Schaub.). *H.* 62204.

Flugzeuge. Tragschraubermodell von J. Bajük mit 2 überlappenden, hintereinander gestaffelten, vierflügeligen Tragschrauben wurde in der Akademie der Luftflotte untersucht.

Baustoff Holz.

Flügelschnitt Göttingen 429 mit auf 11,1 vH der Tiefe gebogener Mittellinie.

Anstellwinkel 4°.

Verhältnis der Widerstandsbeizahlen beim Anblasen von vorn und von hinten 2,845

Auftriebsbeizahl	0,35
Länge	850 mm
Tragschraubendurchmesser	600 mm
Tragschraubenflügelfläche	0,10 m²
Tragschraubenkreisfläche	0,57 m²
Höhenflosse und -Ruder	0,03 m²
Kielflosse und Seitenruder	0,02 m²
Motor: Gummimotor mit Zugschraube Gewicht	0,102 kg
Flächenbelastung bz. auf Tragschraubenflügelfläche	0,10 kg/m²
Flächenbelastung bz. auf Tragschraubenkreisfläche	0,02 kg/m²
Treibschraubendurchmesser	280 mm
Treibschraubendrehzahl	540 Umdr./min
Laufzeit	43 s
Zugkraft im Mittel	0,024 kg

Die gleiche Bauart mit seitlich angeordneten Drehflügeln zeigt kleinere Längsstabilität.

— *J. Bajük*, Neues Drehflügelflugzeugmodell; Samolet (Das Flugzeug) 4, Nr. 6 (32) vom Juni 1926, S. 16 (2 Sp., 2 Lichtb., 5 Risse). *Sy., H.* 62205.

Flugzeuge. Dreisitziger Laird-Verkehrs-DD, von der Chicago-St. Paul-Luftpost- und -verkehrsgesellschaft benutzt.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Unter Tragdeckhinterkante offener Raum mit zwei nebeneinanderliegenden Gastsitzen, dahinter Führersitz. Gerüst aus Duraluminrohren, die durch stählerne Knotenstücke miteinander verbunden und durch Kabel ausgekreuzt sind.

Triebwerk auf besonderem Stahlrohrgerüst leicht abnehmbar am Brandschott befestigt. Auspuff mit Schalldämpfer.

Tragdecks mit abgerundeten Enden, Oberdeck gerade durchlaufend, Unterflügel seitlich vom Rumpf angesetzt. Spruce-Kastenholme, Sperrholzrippen mit Spruce-Gurten. Tragdeckvorderkante wird von dünnem Stahlrohr gebildet, Stahlrohrinnenstiele, Drahtinnenverspannung. Spannturm aus 4 kurzen Stahlrohrstielen, je ein seitliches Stahlrohrstielpaar, Seilverspannung, Stoffbespannung. Querruder nur an Oberflügeln.

Leitwerk aus Stahlrohren mit Stoffbespannung. Im Fluge verstellbare Höhenflosse, zweiteiliges, unentlastetes Höhenruder, feste Kielflosse, entlastetes Seitenruder.

Fahrgestell aus Stahlrohren, V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung.

Spannweite	10,1 m
Länge	7,2 m
Höhe	2,8 m
Flügeltiefe	1,5 m
Flügelfläche	27,9 m²

Laird mit:	Curtiss-Ox-5	Curtiss-C-6	Wright-Whirlwind	Maß
Leistung	90	160	200 •	PS
Leergewicht	0,614	0,680	0,705	t
Nutzlast	0,136	0,227	0,364	t
Fluggewicht	0,948	—	—	t
Flächenbelastung	34	—	—	kg/m²
Leistungsbelastung	10,5	—	—	kg/PS
Flächenleistung	3,2	—	—	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	153	193	209	km/h
Betriebsgeschwindigkeit	135	161	177	km/h
Landegeschwindigkeit	65	72	65	km/h
Steigt in 1 min auf	0,180	0,305	0,41	km
» » 10 » »	1,5	21,3	3,05	km
Gipfelhöhe	4,9	5,5	—	km
Schnellflugzahl	20,0	—	—	—
Weitflugzahl	5,9	—	—	—
Hochflugzahl	8,4	—	—	—
Starkstrecke	76	61	45	m
Flugweite	960	960	960	km
Flugdauer	6,5	6	6	h
Brennstoffvorrat	2,4	2,9	3,1	l

— The Laird Commercial; Aviation **21**, Nr. 4 vom 26. Juli 1926, S. 125 bis 126 (3 Sp., 2 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62206.

Flugzeuge. Dreimotoriger-Ford-Stout-Ganzmetall-Verkehrs-HD, von der Stout Metal Airplane Co., einer Unterabteilung der Ford Motor Co., Detroit, Mich., für die von Ford betriebenen Luftpostlinien Detroit-Cleveland und Detroit-Chicago gebaut. Allgemeiner Aufbau wie beim Ford-Stout-Verkehrs-HD 1925 (vgl. 52316).

Rumpf mit Fluggastraum für 8 Fluggäste und unmittelbar hinter dem Motor gelegenem offenen Führerraum mit zwei Sitzen.

Triebwerk: Mittelmotor in Rumpfnase, die beiden Seitenmotoren unterhalb des Tragdecks in besonderen Gondeln, die gegen Rumpf, Tragdeckmittelteil und Fahrgestell abgesteift sind, gelagert; sie liegen so tief, daß eine Beeinflussung der Luftschrauben durch die Tragdecks nicht stattfindet. Sehr kleine Luftschrauben.

Fahrgestell: Die Räder liegen unter den Seitenmotoren und sind gegen diese durch senkrechte, abgefederte Streben abgestützt, außerdem sind sie durch schräge V-Strebe mit den Rumpfunterkanten verbunden. Keine durchlaufende Achse. Zum Schutz der Luftschrauben haben die Räder große Kotflügel.

Spannweite 21,4 m

Motor: Wright-Whirlwind 3 × 200 PS.

— Ford Aeroplane Development; The Aeroplane **31**, Nr. 6 vom 11. Aug. 1926, S. 170 und 174, (1½ Sp., 2 Lichtb.) *H.* 62207.

Flugzeuge. Meteor-DD-Flugboot, Muster 63 (s. Abb.), von der Société Provençale de Constructions Aéronautiques, Marseille, gebaut, nicht mit der ebenfalls in Marseille befindlichen Werft Chantiers de Provence-Aviation.



die auch Wasserflugzeuge baut, zu verwechseln. Sieger im französischen Seeflugwettbewerb, St. Raphael, 1926.

Rumpf als Boot ausgebildet, eine Stufe, flach gekielt, ziemlich scharf hochgezogener Löffelburg, hinten in

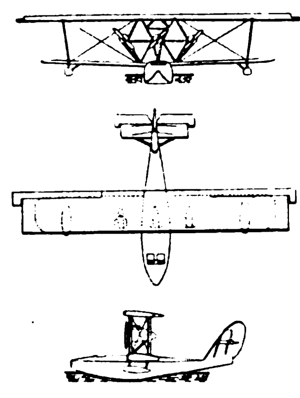


Abb. zu 62208. Meteor-DD-Flugboot, 63.

Kielflosse auslaufend. Offener Führerraum mit zwei nebeneinander liegenden Sitzen ziemlich weit vorn, durch ihn Zugang zu dem geschlossenen Fluggastraum in Rumpfmitte, der durch eine Türe mit dem im Achterschiff liegenden Gepäckraum verbunden ist. Holzbau aus drei übereinander liegenden Lagen, aus Teakholz, Zedernholz und Birkensperrholz.

Triebwerk: Die drei nebeneinander und zwischen den Tragdecks liegenden Motoren sind jeder gesondert in einer Gondel aufgestellt, die durch Verstrebungen mit dem Rumpf, den beiden Decks und untereinander verbunden sind. Die Wabenkühler sind oberhalb und hinter jedem Motor angeordnet.

Tragdecks: Oberdeck, dreiteilig, gerade durchlaufend, rechteckig, mit über ganze Spannweite gleichbleibendem Flügelschnitt; Unterflügel an einem auf dem Bootsdeck aufliegendem Mittelstück in leichter V-Stellung ohne Staffelung angeschlossen, mit abgerundeten und in Dicke abnehmenden Enden. An den Außenenden ein Stielpaar, Seilverspannung. Holzbau mit Stoffbespannung. Ausgeglichene Querruder nur an den Oberflügeln.

Leitwerk: große, mit dem Boot vereinigte Kielflosse, entlastetes Seitenruder. Die rechteckige Höhenflosse ist am oberen Drittel der Kielflosse befestigt, gegen den Rumpf durch beiderseits zwei Streben, nach oben durch zwei Kabel versteift. Ausgeglichenes, zweiteiliges Höhenruder.

Spannweite oben		21,20	m
» unten		18,20	m
Länge		13,05	m
Höhe		5,21	m
Flügeltiefe oben		3,10	m
» unten		2,70	m
Flügelabstand		3,20	m
Flügelfläche		103	m²
Bootslänge		12,0	m
Bootsbreite		2,20	m
Motor: Hispano-Suiza	3 ×	180	PS
Leergewicht		3,40	t
Betriebslast	885 kg		
Nutzlast	915 kg		
Zuladung	1800 kg	1,80	t
daher Fluggewicht		5,20	t
Flächenbelastung		50,5	kg/m²
Leistungsbelastung		9,6	kg/PS
Flächenleistung		5,3	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		167	km/h
Mindestgeschwindigkeit		80	km/h
steigt auf 2 km in 20 min.			
Gipfelhöhe		4	km
Schnellflugzahl		15,3	
Weitflugzahl		5,9	
Hochflugzahl		7,9	
Flugdauer		6,5	h
Lastvielfaches		6	

— *J. Serryer*, L'Hydravion »Météore« 63; Les Ailes **16**, Nr. 267 vom 29. Juli 1926, S. 2 (2 Sp., 1 Lichtb., 3 Risse, Zahlenang.). *H.* 62208.

Flugzeuge. Russischer Zweisitzer-Aufklärungs-DD, auf einer Reichsflugwerft in Moskau im Bau.

Rumpf rechteckig, Holzbauart mit vier Rumpfholmen aus Kiefernholz. Dreiteilig, (Vorder-, Mittel- und Hinterteil) mit Stahlblechknotenpunkten. Vorder- und Mittelteil sperrholzbeplankt, Hinterteil oben Sperrholz, sonst stoffbespannt.

Triebwerk im Rumpfvorderteil.

Tragdecks stark gestaffelt; zweiteilige Kastenholme mit Sperrholzstegen. Stoffbespannung. Ausgeglichene Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich. Höhenflosse einstellbar, geteiltes Höhenruder.

Fahrgestell: gewöhnlich, aus Stahlrohren.

Spannweite	14,00	m
Flügeltiefe	1,75	m
Seitenverhältnis	8	
Einstellwinkel	3°	
Staffelung	0,42	m
V-Stellung	3°	
Flügelfläche	45,54	m²
Höhenflosse	3,0	m²
Höhenruder	2,6	m²
Tragwerkleergewicht	0,28	t
Fluggewicht	1,95	t
Flächenbelastung	42,9	kg/m²

— *P. Kreysson*, Statische Untersuchung eines Aufklärungsflugzeuges; Westnik Wosduschnawo Flotta (Zeitschrift der Luftflotte) **8**, Nr. **1** vom Januar 1925, S. 22 bis 29 (10 Sp., 5 Lichtb., 5 Zeichn., 5 Zahlentafeln). *Sy.*, *H.* 62209.

Flugzeuge. Dobkevitsch-Jagd-HD mit BMW IV-Motor, Muster D-3, mit dem sein Erbauer, G. Dobkevitsch bei einem Probeflug tötlich abstürzte.

Rumpf oval, hinten spitz. Führersitz hinter Tragdeckhinterkante. Holzbau aus vier Längsbändern, sehr breiten Spanten und Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil, gut stromlinig verkleidet. Falltanks im Tragdeck, Flügelflächenkühler in Tragdeckmittelteil.

Tragdeck halbfreitragend. Vorderkante ist auf ein Drittel aus Mitte stark pfeilförmig, dann scharfer Knick, die anschließenden Enden nur schwach pfeilförmig. Die Hinterkante der Flügel ist V-förmig geknickt, so daß der ganze Flügel etwa die Form eines Vogelflügels (Albatros) hat, wobei aber die Eintrittskanten vertauscht sind.

Holzbau aus einem durchlaufenden Kastenlängsholm, zwei Längsbändern auf der Vorderseite, starken Sperrholzrippen und tragender Sperrholzbeplankung. An der Knickstelle greift von vorne kommend ein zweiter Holm an, der die Flügelnase des stark V-förmigen Mittelteils bildet. Gegen Rumpfunterkante sind die Flügel durch je eine Strebe, die flügelflächig, also mittragend, ausgebildet ist, abgefangen. Lange, schmale Querruder über ganze Spannweite, die, indem sie das Gesamtflügelprofil verstellen, zur Auftriebserhöhung benutzt werden können.

Leitwerk: sehr schmale Höhenflosse und schmales, entlastetes Höhenruder; große Kielflosse, unentlastetes Seitenruder.

Fahrgestell gewöhnlich, aus Stahlrohren.

— Une technique originale: les avions Dobkevicius; L'Aéronautique 8, Nr. 86 vom Juli 1926, L'Aérotechnique **4**, Nr. 42, S. 237 bis 239 (5 Sp., 7 Lichtb.). *H.* 62210.

Flugzeuge. Henry-Potez-Beobachtungs und Bomben-Anderthalbdecker, Muster 24, s. Abb., mit dem Arrachart durch seinen Flug: le Bourget-Bassorah (Mesopotamien), 4313 km ohne Zwischenlandung in 26,5 h, am 26. und 27. Juni 1926, einen neuen Weltrekord aufstellte.

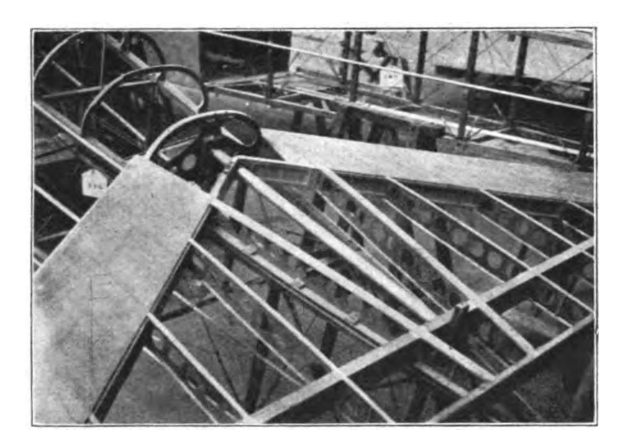




Abb. zu 62211. Henry-Potez-Beobachtungs und Bomben-Anderthalbdecker, Muster 24.

Rumpf oval, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitze hinter ausgeschnittener Tragdeckvorderkante, Führer vorne. Vier Spruce-Längsholme, die durch Spruce-Querspanten miteinander verbunden sind, Drahtauskreuzung. Der Rumpfvorderteil, einschließlich des Führersitzes, mit Sperrholz beplankt, ebenso die ganze Rumpfoberseite, sonst Stoffbespannung.

Triebwerk auf Metallträger, mit vier Bolzen am Brandschott aufgehängt, nach Lösen dieser Bolzen kann es als ganzes ausgebaut werden. Es können Motoren von 500 bis 600 PS eingebaut werden.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, rechteckig, dreiteilig. Die kleineren Unterflügel sind seitlich an den unteren Rumpflängsholmen angeschlossen. Breiter Oberdeckmittelteil, der durch beiderseits drei Streben mit den oberen Rumpflängsholmen verbunden ist. Ein äußeres, schräges Stielpaar, Drahtverspannung. Zwei Kastenflügelholme aus Spruce mit Sperrholzstegen, Sperrholzrippen mit Sprucegurten. Stoffbespannung.

Leitwerk gewöhnlich, im Fluge einstellbare Höhenflosse, s. Abb.

Fahrgestell V-förmig, mit geteilter Achse, der Teilpunkt ist durch V-Strebe mit dem Rumpf verbunden; Gummistoßdämpfer aus übereinandergelegten, runden Gummischeiben im vorderen V-Stiel, s. Abb.

Spannweite	16,95	m
Länge	10,95	m
Höhe	4,30	m
Flügelfläche	63	m²
Motor: Renault	550	PS
Leergewicht	1,90	t
Zuladung	2,95	t
also Fluggewicht	4,85	t
Flächenbelastung	77,5	kg/m²
Leistungsbelastung	8,7	kg/Ps
Flächenleitungs.	8,7	PS/m²

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62211.

Flugzeuge. Treugolnik (Das Dreieck)-Segel-HD. Bauart C. Tscheranowsky, erbaut von der Akad. Fliegergruppe des Lomonosof-Instituts, Moskau. Baustoff Holz.

Rumpf vierkantig, stoffbespannt, vorn in Spitze, hinten in senkrechte Schneide auslaufend.

Tragdeck freitragend, einteilig, mit aufgelösten Holmen, im Aufriß dreieckförmig mit stumpfem Eintrittswinkel von 120°. Dreiecksflügel soll große Stabilität gewähren. Dickes Joukowsky-Z.A.G.J.-Profil.

Leitwerk: unentlastete Ruder. Flügelhinterkante als großes (53,3 vH der Flügelfläche) rechteckiges Querruder guter Form ausgebildet. Trapezförmiges Höhenruder, dreieckige Höhenflosse, rhombisches Seitenruder, kleine, dreieckige Kielflosse.

Fahrgestell: 2 offene Räder auf gemeinsamer, im Rumpfboden abgefederter Achse.

Spannweite		13,5,	m
Länge		6,5	m
Höhe		1,2	m
Größte Flügeltiefe		2,47	m
Seitenverhältnis des Tragdecks		1:10,9	
Seitenverhältnis der Querruder		1: 9,5	
Flügelfläche mit Querrudern		16,7	m²
Querruder		8,9	m²
Höhenruder		2,0	m²
Höhenflosse		1,4	m²
Seitenruder		1,2	m²
Kielflosse		0,6	m²
Flügel mit Querrudern	36,8 kg		
Rumpf mit Fahrgestell	26,0 kg		
Leitwerk und Steuerung	8,0 kg		
daher Leergewicht		70,8	kg
Zuladung		70,0	kg
also Fluggewicht		140,8	kg
Flächenbelastung		8,38	kg/m²

— Sonderbericht. *Sy., H.* 62212.

Flugzeuge. Woodson-Sport, -Expreß- und -Transport-DD, Muster 3-A, 2-A und 4-B, der Woodson Engineering Co., Bryan, O., die augenblicklich 25 Mann beschäftigt und monatlich 3 Flugzeuge herstellt, ihren Betrieb aber so vergrößern will, daß sie täglich ein Flugzeug fertigstellen kann.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Beim Sport-DD 3-A und dem Transport-DD 4-B aus geschweißten Stahlrohren, im Vorderteil in reiner Stahlrohrbauart, hinten mit Drähten verspannt; Stoffbespannung. Der Expreß-DD 2-A hat Rumpf in Sperrholzbauart mit wasserdichter »Haskelite«-Birken-Furnier-Bekleidung. Offene Führer- und Gastsitze, die durch Windscheiben geschützt sind.

Triebwerk im Rumpfvorderteil, gut stromlinig verkleidet; es ist als Ganzes ausbaubar. Verschiedene Motorenarten, luft- und wassergekühlte, können eingebaut werden.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, zweiteilig; Mitte durch 4 schräge Streben mit Rumpfoberholmen verbunden. Unterflügel sind seitlich der Rumpfunterkanten angesetzt. Holzbau aus I-förmigen Spruceholmen, Sperrholzrippen mit Spruceflanschen, Stahlkabelinnenverspannung und Stoffbekleidung. Der Transport-DD hat je zwei seitliche Stielpaare, die anderen je ein seitliches Stielpaar. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk gewöhnlich, entlastetes Seitenruder. Beim 2-A Holzbau, sonst Stahlrohrbau mit Stoffbekleidung. Im Fluge einstellbare Höhenflosse, am Boden verstellbare Kielflosse.

Fahrgestell V-förmig, ohne durchlaufende Achse beim 3-A und 2-A, mit durchlaufender Achse beim 4-B.



Woodson Muster	Sport-DD 3-A	Expr.-DD 2-A	Trans-port DD 4-B	Maß
Spannweite oben	9,8	9,8	11,9	m
» unten	9,8	9,8	13,0	m
Länge	7,6	7,6	8,7	m
Höhe	2,9	2,9	3,1	m
Flügeltiefe	1,7	1,7	—	m
Staffelung	0,46	—	—	m
Einstellwinkel	3	3	2,5	°
Pfeilstellung	—	—	—	°
V-Stellung oben	—	—	—	°
» unten	3	3	3	°
Flügelfläche	32,7	32,7	39,9	m²
davon Querruder	—	3,0	—	m²
Höhenflosse	1,9	1,9	3,5	m²
Höhenruder	1,6	1,6	2,7	m²
Kielflosse	0,3	—	0,6	
Seitenruder	1,0	0,9	1,8	m²
Motor	Salmson	Salmson	Salmson	—
Leistung	230	230	230	PS
Leergewicht	0,66	0,72	0,88	t
Nutzlast	0,27	0,27	0,45	t
Zuladung	0,65	0.54	0,74	t
Fluggewicht	1,28	1,26	1,62	t
Flächenbelastung	39,8	38,6	40,7	kg/m²
Leistungsbelastung	5,7	5,5	7,1	kg/PS
Flächenleistung	7,0	7,0	5,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	217	210	177	km/h
Landegeschwindigkeit	73	64	56	km/h
Gipfelhöhe	—	6	—	km
Schnellflugzahl	26,1	23,6	17,1	—
Weitflugzahl	4,6	4,3	4,7	—
Hochflugzahl	—	6,2	—	—
Flugweite	—	660	—	km

— Woodson Commercial Airplane; Aviation **21**, Nr. 9 vom 30. August 1926, S. 368 bis 374 (6 Sp., 5 Lichtbilder, Zahlenang.). *H.* 62213.

Luftschiffbau. Gasförmige Betriebsstoffe von gleicher Dichte wie Luft geben beim Luftschiff den Vorteil, daß nicht wie bisher die durch den Brennstoffverbrauch entstehende Erleichterung durch dynamische Mittel oder durch Abblasen von Traggas ausgeglichen werden muß. In der Versuchsabteilung des Luftschiffbau Zeppelin sind Versuche mit bestimmten, in genügender Menge herstellbaren und entsprechend billigen Brenngasen gemacht worden, die im gleichen Motor teilweise noch etwas höhere Leistungen als Benzin lieferten.

Für das neue Luftschiff L. Z. 127 ist die Verwendung dieses Brenngases in Aussicht genommen. Es wird durch Rohrleitungen den Motoren zugeführt, die auch jederzeit auf Benzinbetrieb umgestellt werden können, besonders für den Fall einer Notlandung, falls kein anderer Brennstoff vorhanden ist. Die Feuergefährlichkeit wird verringert, da Traggas nicht abgeblasen zu werden braucht, das Brenngas einen kleineren Zündbereich als Wasserstoff besitzt und außerdem nicht wie Benzin dazu neigt, in Vertiefungen »Gasnester« zu bilden. Eine Traggasersparnis tritt dadurch ein, daß zum Tragen dieses Betriebsstoffes kein Traggas mehr nötig ist, eine Ersparnis, die ein Drittel des Schiffsinhaltes betragen kann.

— *E. Lempertz*, Gasförmiger Betriebsstoff für Luftschiffmotoren; Luftfahrt **30**, Nr. 16 vom 20. August 1926, S. 244 (2 Sp.). *H.* 62214.

Luftschiffe. Halbstarres Kusskin-Luftschiff für die Luftlinie Leningrad—Wladiwostock.

Führer- und Fahrgastgondel wie beim Nobile-Luftschiff angeordnet; 3 Motorengondeln am Hinterschiff. Kielgerüst, Gondeln und Leitwerk aus Koltjugaluminium; Hülle wird von den Krasni Treugolnik- (Rotes Dreieck) Gummiwerken in Leningrad hergestellt.

Bei einem Abzug von 20 vH für den Windeinfluß soll die Reisedauer 77 h betragen, gegen 220 h Eisenbahnfahrt; der voraussichtliche Fahrpreis ist etwa RM. 1600, wäre also doppelt so hoch wie der Eisenbahnfahrpreis I. Kl.

Länge über alles		73,0 m
Durchmesser		23,8 m
Höhe		27,0 m
Inhalt		rd. 38 000 m³
Motor: Bolschewik		3 × 400 PS
Besatzung (12 Mann)		1,00 t
Betriebsstoffe		12,00 t
Fahrgäste (44)	4,00 t	
Fracht, Post, Gepäck	2,00 t	
Also Nutzlast	6,00 t	
daher Zuladung		19,00 t
rechnerische Höchstgeschwindigkeit		120 km/h
Flugweite		4300 km
Flugdauer		36 h

— Sonderbericht. *Sy.*, *H.* 62215.

Material. Silumin eignet sich zum Guß, da es auch in großen Wandstärken feinkörnig bleibt, bei kleinen Wandstärken noch gut ausläuft und bei sachgemäßer Behandlung auch gegen Öl und Benzin dicht ist. Nach Feststellungen des Staatlichen Material-Prüfungsamtes, Dahlem, besitzt es im Vergleich mit anderen Aluminiumlegierungen folgende Durchschnitts-Festigkeitszahlen:

Legierung	Elast.-Grenze kg/mm²	Streck-grenze kg/mm²	Bruch-festigkeit kg/mm²	Dehnung vH
Silumin	3,75	9,36	19,8	4,4
Deutsche Aluminiumguß-Legierung	2,23	9,32	15,1	2,8
Amerik. Aluminiumguß-Legierung	3,70	9,25	11,0	1,0

Unter Elastizitätsgrenze ist die Beanspruchung in kg/mm² verstanden, bei der die bleibende Formänderung den Wert 0,001 vH erreicht, während unter der Streckgrenze die Beanspruchung verstanden ist, bei der die bleibenden Änderungen den Wert 0,2 vH annehmen.

— Silumin als Gußmaterial; Deutsche Motor-Zeitschrift **3**, Nr. 8 vom August 1926, S. 184 (8 Sp., Zahlenang.). *H.* 62216.

Material. Spritzguß ermöglicht es, Gußstücke herzustellen, die später keiner spanabnehmenden Bearbeitung mehr bedürfen. Er wurde früher schon bei Blei-, Zink und Zinnlegierungen angewandt; neuerdings mit großem Erfolg auch bei den Leichtmetallen. Das Einspritzen der flüssigen Schmelze in die genau gearbeiteten Formen erfolgt je nach Größe des Gußstückes unter Luftdruck bis zu 10 at. Eine Ventilsteuerung kann wegen der hohen Schmelztemperaturen, 700° C, nicht erfolgen. Die amerikanische Doehler-Gießmaschine hat einen gänsehalsähnlichen Gießkopf, der in die flüssige Schmelze gesenkt wird, sich dort füllt, und an den dann die Form zum Einspritzen angepreßt wird. Bei maschineller Betätigung dieser vorläufig von Hand bedienten Maschine ließen sich Gußstücke bis zur Größe kleiner Motorengehäuse anfertigen. Kleine Gußstücke lassen sich bis auf 0,05 mm genau herstellen.

— *O. Günther*, Leichtmetallguß; Verkehrstechnische Woche **20**, Nr. 27 vom 7. Juli 1926, S. 323 bis 325 (4 Sp., 4 Lichtb.). *H.* 62217.

Motorenbau. Optische Messungen können zur Beobachtung schnellaufender Maschinen dadurch verwendet werden, daß mit dem zu beobachtenden Teile aufblitzende Lampen oder mit Ausschnitten versehene Deckscheiben gleichgeschaltet sind und den Beobachtungsgegenstand je Umdrehung einmal kurz dem Auge erscheinen lassen, und zwar immer an gleicher Stelle und in gleicher Lage, ihn gewissermaßen in Ruhe darstellen, falls keine fehlerhaften Erscheinungen auftreten. Derartige

Meßvorrichtungen, Stroboskope, eignen sich gut zu folgenden Feststellungen:

1. Bei Schwingungen zur Feststellung, ob diese periodisch auftreten, wie groß die Periodenzahl ist und in welchem Verhältnis sie zur Drehzahl der Maschine steht; in welcher Richtung die Schwingungen auftreten und wie groß die einzelnen Abweichungen aus der Nullage des Körpers sind, wo die kritischen Drehzahlen einer Maschine liegen, und wie groß ihre gefährlichen Ausschläge sind.
2. Ventile schnellaufender Motoren können daraufhin geprüft werden, ob sie vollständig öffnen und schließen oder ob sie von einer gewissen Geschwindigkeitsgrenze an der gewollten Bewegung nicht mehr nachkommen.
3. Kupplungen lassen sich auf vorhandenem »Rutsch« beobachten.
4. Auf Knickung beanspruchte Stoßstangen lassen die Größe der Ausknickung prüfen.
5. Der Massenausgleich schnellaufender Teile kann so untersucht werden.

Vier Arten von Stroboskopen lassen sich unterscheiden: Solche, bei denen der Beobachtungsgegenstand dunkel ist und durch gleichgeschaltetes Blitzlicht beleuchtet wird, wobei die Beleuchtungsanlage unmittelbar von dem Maschinenteil angetrieben sein kann, oder aber durch besonderen einregelbaren Antrieb betätigt wird. Bei der dritten und vierten Art ist der Gegenstand dauernd hell beleuchtet, das Auge oder das Objektiv durch eine gleichlaufende, mit einer oder mehreren Öffnungen versehenen Scheibe verdeckt, die wieder entweder unmittelbar mit dem Maschinenteil verbunden oder durch besonderen Antrieb mit ihm gleichlaufend ist.

Bei den Beobachtungen ist streng darauf zu achten, daß Gleichlauf herrscht, weswegen die unmittelbar gesteuerten Meßvorrichtungen besser sind, da bei der großen Meßgenauigkeit kleine Stromschwankungen eines elektrischen Reglermotors unübersehbare Unregelmäßigkeiten hervorrufen können. Aus gleichem Grunde muß bei Beobachtungen mit übersetzten Scheiben oder einer größeren Anzahl Schlitzen sehr vorsichtig vorgegangen werden, da auch hier leicht Irrtümer entstehen können.

— *W. Kniehahn*, Optische Messungen an schnellaufenden Maschinen; Der Motorwagen **19**, Nr. 22 vom 10. August 1926, S. 505 bis 510 (12 Sp., 10 Skizzen, 2 Lichtb.).

H. 62218.

Motoren. Druckluftmotor für größere fliegende Modelle.

Zylinder aus 0,5 mm starkem Kupfer- oder Messingblech sternförmig angeordnet.

Gehäuse aus 0,6 mm starkem Stahl- oder Kupferblech.

Kurbelwelle aus Stahl.

Kolben aus 0,5 mm starkem Kupfer.

Druckluftbehälter aus Aluminium mit Drahtbewicklung.

Bohrung	18 mm
Hub	10 mm
Zylinderzahl	3
Betriebsdruck	6 at
Drehzahl bei 2,5 at	900 Umdr./min
Durchmesser des Motors	110 mm
Länge des Motors	50 mm
Gewicht ohne Schraube, Nabe und Druckluftbehälter	0,111 kg
Länge des Druckluftbehälters	400 mm
Durchmesser des Druckluftbehälters	20 mm
Schraubendurchmesser	250 mm

— *E. K.*, Ein Druckluftmotor; Samolet (Das Flugzeug) **4**, Nr. 6 (32) vom Juni 1926, S. 17 bis 19 (6 Sp., 12 Zeichn.).

Sy., *H.* 62219.

Motoren. 34-PS-A.B.C.-Skorpion, Muster II, aus dem Skorpion I für den Wettbewerb in Lympne 1926 entwickelt.

Zwei wagerecht einander gegenüberliegende Stahlzylinder mit abnehmbaren gußeisernen Köpfen, halbkugeligem Verbrennungsraum, je einem Ein- und Auslaßventil und zwei gegenüberliegenden Zündkerzen. Zylindrisches Kurbelgehäuse, nach hinten durch einen abnehmbaren Deckel abgeschlossen.

Bohrung	102	mm
Hub	78	mm
Hubraum	1,5	l
Zylinderzahl	2	—
Betriebsleistung	34	PS
bei Drehzahl	2300	U/min
Höchstleistung	39	PS
bei Drehzahl	2530	U/min
Gewicht	48	kg
Leistungsgewicht	1,42	kg/PS
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,3	l/PSh
Einheitsölverbrauch	0,02	l/PSh

— The A.B.C. Scorpion Mark II; The Aeroplane **31**, Nr. 7 vom 18. August 1926, S. 200 (¼ Sp.).

H. 62220.

Motoren. Betriebsbedingungen von Seeflugzeugmotoren bei den amerikanischen Marineflugzeugen, die in fünf Gruppen eingeteilt werden; nach dem Verwendungszweck als Begleit-, Beobachtungs-, Kampf-, Torpedo- und Bomben- und Aufklärungsflugzeuge.

Abgesehen von Flugbooten sind Größe und Gewicht mit Rücksicht auf Raumbedarf, Hebevorrichtung und Decklandungsfläche begrenzt. Man hofft, die Leistungsfähigkeit durch Verbesserung der Flugeigenschaften, ausgedehntere Verwendung leichter Baustoffe, geringeres Leistungsgewicht und kleineren Einheits-Betriebsstoffverbrauch der Motoren in den nächsten Jahren um 30 vH steigern zu können.

Der Einfluß der Kühlungsart nimmt auf das Leistungsgewicht mit zunehmender Motorenstärke ab. In nachstehender Zahlentafel wurde das wirkliche Betriebsgewicht einschließlich Wasser, Kühler und Rohrleitungen zugrunde gelegt:

Zahlentafel 1 zu 62221.

Leistung PS	Luftgekühlt Motor	Luftgekühlt Leistungsgewicht kg/PS	Wassergekühlt Motor	Wassergekühlt Leistungsgewicht kg/PS	erspartes Gewicht kg
220	Wright I-4	1,15	Wright E-4	1,70	120
350	Wright R-1200	1,09	Curtiss D-12	1,40	110
450	Wright P-2	1,04	Packard IA-1500	1,09	22

Die Gewichtsersparnis bei 450 PS ist nicht mehr groß. Für höhere Leistungen ist der wassergekühlte Motor überlegen, da das Mehrgewicht durch die Kühlung einen kleineren Prozentsatz des Gesamtgewichts ausmacht und die Zuverlässigkeit von Untersetzungsgetrieben mit der Größe zunimmt. Sternmotoren haben wegen des geringeren mittleren Kolbendrucks einen größeren Einheitsbetriebsstoffverbrauch. Verbesserungen sind zu erwarten hinsichtlich Kühlung, Wärmeübergangsverhältnisse, Vergasung und Anordnung der Zündkerzen.

Die Prüfstandlaufzeit ist in der amerikanischen Marine zu dreimal 100 h vorgeschrieben, davon 100 h unter Vollast. Zusatzanforderungen im praktischen Betriebe durch Luftdruck- und klimatische Aenderungen machen für beide Bauarten eine höhere Zuverlässigkeit erforderlich. Die Flugdauer wassergekühlter Motoren beträgt heute 300, die luftgekühlter Motoren 150 bis 200 h.

Die Vorteile luftgekühlter Motoren sind: größere Betriebsbereitschaft, leichteres Anwerfen, geringere Empfindlichkeit gegen Temperaturschwankungen, schnelleres Ueberholen und Reinigen durch Ausbau einzelner

Zylinder ohne Entfernung des Ventilantriebs und der Nockenwelle, was namentlich für Seeflugmotoren wichtig ist. Größere Uebersichtlichkeit durch Fortfall von Kühler, Pumpe, Rohrleitungen und Wassermantel.

Die Bauart ist nicht auf Sternmotoren beschränkt; Versuche mit einem 12-Zylinder-Liberty-V-Motor als luftgekühltem Motor sind erfolgreich gewesen. Sternmotoren haben manche Herstellungsvorteile hinsichtlich Guß und Bearbeitungsmöglichkeit. Die Stahllaufbüchsen werden heute vielfach unmittelbar auf dem Kurbelgehäuse befestigt, um das Abbrechen der Leichtmetallflanschen zu vermeiden.

Ventilsitze aus Aluminiumbronze statt aus Stahl mit Rücksicht auf gleiche Wärmeausdehnung. Einlaßventile aus einsatzgehärtetem Wolframstahl, Auslaßventile vielfach aus Silizium-Chrom-Stahl, der widerstandsfähiger gegen Korrosion und hohe Temperaturen ist.

Für Sternmotoren heute meist nur ein Vergaser. Gut bewährt hat sich das Umlauf-Einlaßverfahren mit Ventilator zur besseren Durchwirbelung des Gemisches und Erhöhung des Lieferungsgrades.

Zur Vermeidung der Kurzschlußgefahr durch Beschädigungen und Eindringen von Oel empfehlen sich eingekapselte Hochspannungszündkabel. Besondere Bronzeverschraubungen für die Zündkerzen verhindern ein Beschädigen des Leichtmetalls durch häufiges Auswechseln. Die Erhöhung der Widerstandsfähigkeit des Kerzen-Baustoffes gegen Korrosion (Seewasser!) verdient mehr Beachtung.

Die amerikanische Marineleitung beabsichtigt, fernerhin nur noch die oben angeführten drei Wrightbauarten mit Luftkühlung zu verwenden.

Als beste Betriebsstoffzusammensetzung hat sich ein Gemisch aus 60 vH Benzol und 40 vH Benzin bewährt. Mittel gegen Klopfen und ein höheres Verdichtungsverhältnis als 1 : 5,5 sind nicht zulässig.

Thermostaten für die Kühlwasserregelung werden bisher noch nicht verwendet.

— *H. Schmidt*, Aircraft-Engine Relations to the Needs of Naval Aviation, Journal of the S.A.E. Nr. 5 vom Mai 1926, S. 509 bis 513 (10 Sp., 1 Schaub.). *W.*, *H.* 62221.

Motoren. Luftgekühlter Wright-Morehouse-30 PS-Motor (vgl. 60212), von der Wright Aeronautical Corporation, Paterson, N. J., gebaut, und von H. Morehouse entworfen.

Kurbelgehäuse in einem Stück aus Aluminiumguß, hinten und vorne aufgesetzte Deckel; der hintere trägt den Magneten, Ölpumpe, Vergaser und Drehzählerantrieb, der vordere das Schraubenwellentraglager. Unter dem Gehäuse ist ein Ölsumpf angesetzt, dessen Unterseite zur besseren Kühlung verrippt ist.

Zylinder aus Gußeisen ragen mit ihrem Fuß weit in besondere Buchsen des Gehäuses hinein, haben am äußeren und inneren Rand dieser Buchsen je eine Passung; der dazwischenliegende Hohlraum dient zur Ölkühlung des Zylinderfußes.

Kolben aus Aluminium, mit sich kreuzenden Kühlrippen, drei Kolbenringen und einem Ölabstreifring. Hohle Kolbenbolzen mit Bronze-Schließköpfen.

Schubstangen aus H-förmig geschmiedetem Duralumin mit eingeschrumpften Bronze-Bolzenlagern und Kurbellagern, die mit Babbittmetall ausgegossen sind.

Kurbelwelle aus geschmiedetem Stahl, mit zwei um 180° versetzten Kurbeln, durch Gewichte ausgeglichen. Vorne und hinten je ein großes Gleitlager mit Nuten, durch die mittels Bohrungen auch die Schubstangen und Kolben geschmiert werden.

Nockenwelle parallel über der Kurbelwelle liegend, durch Untersetzungsgetriebe auf der Hinterseite im Verhältnis 2:1 angetrieben; durch sie wird gleichzeitig der Magnet betätigt.

Ventile tulpenförmig, durch Stoßstangen, Kipphebel und runde Zylinderfedern betätigt; die Stößel sind kugelig in Pfannen gelagert, um ein Herausspringen zu verhindern

Bohrung	95,3	mm
Hub	92,1	mm
Zylinderzahl	2	—
Zylinderinhalt	1,31	l
Verdichtungsverhältnis	1:5	
Trockengewicht	40,7	kg
Leistung	29	PS
bei Drehzahl	2500	U/min
Leistungsgewicht	1,4	kg/PS
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,23	kg/PSh

— The Wright-Morehouse 25—30 hp. Airplane Engine; Aviation **21**, Nr. 8 vom 23. August 1926, S. 329 bis 331 (6 Sp., 3 Zeichnungen, 3 Lichtb., Zahlenang.);
— Wright-Morehouse 25/30 PS; Flugsport **18**, Nr. 19 vom 15. Sept. 1926, S. 377 bis 378 (½ Sp., 3 Zeichnungen). *H.* 62222.

Motoren. Isotta-Fraschini-475/500 PS-Flugmotor, Muster Asso. Zylinder in zwei Reihen V-förmig angeordnet, einzeln aus Gußstahl hergestellt und mit aufgeschweißten Stahlblech-Kühlmänteln versehen. Zylinderköpfe aus Aluminium, für jede Reihe in einem Stück gegossen.

Gehäuse aus Aluminiumguß.

Kolben aus besonderer Leichtmetallegierung, stählerne, doppel T-förmige Kolbenstangen. Je vier miteinander austauschbare Ventile in jedem Zylinder. Vier Vergaser, für je 3 Zylinder einen. Unmittelbar Schraubenantrieb.

Bohrung	140	mm
Hub	140	mm
Zylinderzahl	12	
Zylinderstellung	60°	V
Hubraum	28,115	l
Leistung	475 bis 500	PS
Drehzahl	1850	U/min
Gewicht mit Schraubennabe aus Elektron	420	kg
Gewicht mit Schraubennabe aus Aluminium	440	kg
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,215 bis 0,220	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,7 bis 0,12	kg/PSh

— Le moteur Isotta-Fraschini type »Asso«; L'Air **8**, Nr. 162 vom 1. Aug. 1926, S. 19 (2 Sp., 2 Lichtb., 2 Risse, Zahlenang.). *H.* 62223.

Motorteile. Ein ungepanzerter, schußsicherer, zylindrischer Brennstoffbehälter wurde auf dem Versuchsfeld des Zentralflughafens Moskau geprüft. Das Prinzip besteht in der Anwendung zweier Zylinder, die nach einer Schußverletzung gegeneinander verdreht werden. Die Verdrehung des inneren Zylinders, des eigentlichen Brennstoffbehälters, erfolgt vom Führersitz mittels Handrades und einer biegsamen Welle, welche mit Schnecken und Zahnrad den inneren Zylinder dreht. Bei Versuchen sollen gute Erfolge erzielt sein. Die Bauart ist um 35 vH leichter als ein gepanzerter Brennstoffbehälter.

— Ein schußsicherer Brennstoffbehälter; Samolet (Das Flugzeug) **4**, Nr. 2 (28) vom Februar 1926, S. 44 (½ Sp.). *Sy.*, *H.* 62224.

Motorteile. Orkan-Vergaser (s. Abb. 1 bis 5) der Süddeutschen Bremsen A.-G., München, Muster R für Motorräder, K für Kleinkraftwagen, U für größere Kraftwagen.

Die im Klappengehäuse auf einer hohlen Welle gelagerte, nach besonderen Patenten als Zerstäuber ausgebildete Drosselklappe *10* enthält Öffnungen, durch die je nach Stellung der Klappe Gemisch abgesaugt oder Frischluft angesaugt wird, s. Abb. 2 bis 5. Beim Leer-

lauf tritt der Brennstoff nur aus der dem Motor zugekehrten Öffnung *a* aus, durch die Schlitze *e* strömt nur Luft ein und vernebelt das Gemisch noch einmal. Bei Vollgas dienen die Schlitze nur zur Gemischabgabe, während Zusatzluft nicht mehr eintreten kann. Die

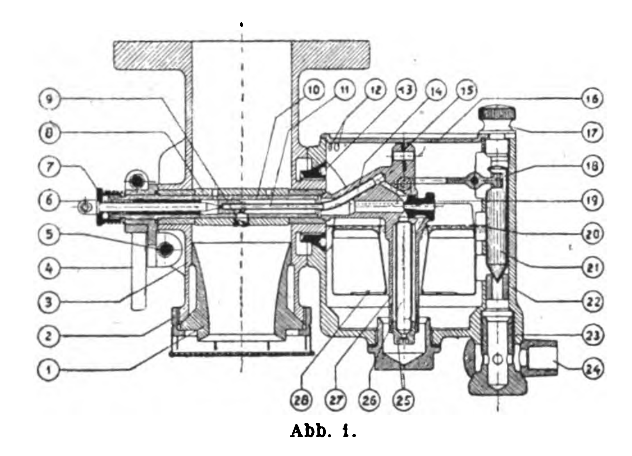
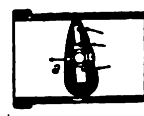


Abb. 1.



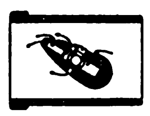
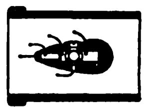



Abb. 2, 3, 4, 5.

Abb. 1—5 zu 62225. Orkan-Vergaser.

trotzdem nötige Frischluft kann dann aber durch eine durch das Sinken des Steigrohres freigewordene Bohrung im Steigrohr *26* eintreten, so daß hier schon die erste Zerstäubung einsetzen kann. Die stromlinig ausgebildete Drosselklappe ermöglicht wirbelfreien Abfluß des Gemisches.
— *K. Wirth*, Der Orkan-Vergaser; Der Motorwagen **19**, Nr. 20 vom 20. Juli 1926, S. 473 bis 474 (3 Sp., 2 Lichtb., 3 Skizzen). *H.* 62225.

Segelflug. Segeln der Vögel und Luftzustand. Am Observatorium Lindenberg konnte beim Einholen eines Beobachtungsdrachens ein Storch beobachtet werden, der über 45 Minuten lang ohne Flügelschlag in 500 bis 520 m Höhe segelte, wobei er mit dem Wind in Schleifen fortzog. Aus deren Form »scheint hervorzugehen, daß es sich nicht um dynamisches, wenigstens nicht um rein dynamisches Segeln handelt«.

Geländeaufwind lag nicht vor, da der Vogel sich in Lee der geringen Erhebung des Windenhauses befand, auch Geländeturbulenz kann so hoch nicht gewirkt haben, da die Luft deutlich geschichtet war. Die Verteilung von Temperatur, Feuchtigkeit und Windstärke mit der Höhe zeigt, daß der Storch sich an der oberen Grenze der stärksten Temperaturumkehr hielt; als Leistungsquelle »bleibt also nur die Turbulenz an der Schichtgrenze selbst« (danach läge also doch »dynamisches Segeln« vor? Da der Vogel kreiste, bleibt noch die Vermutung, daß er die in seiner Flughöhe ziemlich beträchtliche Windzunahme mit der Höhe durch schräges Kreisen ausgenutzt hat. Auch dies ist eine Form dynamischen Segelfluges, die höhere Flugleistungen freimachen dürfte als die Turbulenz. D. Ber.).
— *W. Kopp*, Eine Betrachtung zum Segelflug der Vögel im Zusammenhang mit dem atmosphärischen Zustand; Mitteilungen des Aeronautischen Observatoriums Lindenberg, Juni 1926, S. 46 bis 48 (3 S., 1 Schaub. der Wind-, Feuchtigkeits- und Temperaturverteilung mit der Höhe, 1 Schaub. des Geländes, der Windstärken, -richtungen, Inversionsgrenzen und Orte von Drachen und Vogel). *E.* 62226.

Segelflug. Der Ruderflug läßt sich nach Étévé (1910) theoretisch leicht behandeln, wenn man sich ein masseloses Tragwerk gegen einen starren Flugkörper geradlinig hin und her bewegt denkt. Die Flugbahn entspricht der eines starren Gleiters in einer durch Flügelschlag bewegten Luftmasse. Die Lösung ist jedoch leichter, da der Flieger die Bewegung in der Hand hat.

Nimmt man zunächst eine geradlinig hin und her gehende, gegen die Lotrichtung geneigte Bewegung mit gleichbleibender Verzögerung, die bei jedem Durchgang durch den Nullpunkt ihr Vorzeichen wechselt, an, so ist Steigen zu erwarten, wenn die Neigung der Flügelbahn für die erste Hälfte der Ruderbewegung größer als der Gleitwinkel ist. Daraus ergibt sich die Bedingung für den Wagrechtflug ähnlich wie für Flügel in schwankendem Luftstrom (vgl. 51116). Die vorausgesetzte Bewegung erfordert einen Eingriff im Augenblick des Beschleunigungswechsels zur Wiederherstellung der Anfangsbedingungen; dem entsprechenden Höhenverlust muß Rechnung getragen werden.

Vollständigere Lösung: Für stetige Bewegung des Flügels ergeben sich die Beschleunigungskomponenten aus den Luftkräften und Massen. Ihre Integrale über einen ganzen Umlauf müssen verschwinden, da die Flugbahn geschlossen sein soll. Die Fluggeschwindigkeit muß daher mit der gleichen Periode schwanken. Unter den möglichen Bewegungen ist für die einfache Sinusschwingung des Flügels seine relative Bahn einer Ellipse sehr ähnlich, und schon bei seiner mittleren Fluggeschwindigkeit, die kleiner ist als die Sinkgeschwindigkeit beim Gleitflug, kann Steigbewegung erzielt werden. (Die Rechnungen sind nicht im einzelnen wiedergegeben. D. Ber.)
— *A. Alayrac*, Étude théoretique du vol ramé; Comptes Rendus **182**, Sitzung vom 10. Mai 1926, S. 1131 bis 1133 (2 S., Formelrechnungen). *E.* 62227.

Strömung. Zusammengesetzter Windkanal (s. Abb.) ist von B. N. Jurieff entworfen worden. Aus wirtschaftlichen Gründen wollte man auf den Bau eines langen, großen Windkanals verzichten und den schon vorhandenen kleinen ausnutzen. Jurieff verband den kleinen durch den verlängerten Diffusor mit einer größeren Meßstrecke, welche die Untersuchung größerer Teile zuläßt (s. Abb.); der schwarze Teil 4 ist abnehmbar. Die Länge der ersten Meßstrecke (im kleinen Kanal) ist 0,750 m, der Durchmesser 0,375 m, die Länge der größeren Meßstrecke ist 2,20 m, der Durchmesser 0,700 m. Die Luft strömt durch den kleinen Einsaugtrichter 1, fließt durch die erste Meßstrecke 2 und den Diffusor 3 zum Gleichrichter, von hier in die zweite Meßstrecke. Von da aus wird sie vom Ventilator durch einen Ringlaufkanal ins Freie gedrückt. Die in der Z.A.G.I. vorgenommenen Untersuchungen eines Modelles im Maßstab 1 : 8 zeigten gute Ergebnisse und geringe Strömungsverluste; allerdings zeigte sich, daß man die zweite große Strecke nicht bei voller Länge des Diffusors, also bei eingesetztem Teil 4, benutzen kann.

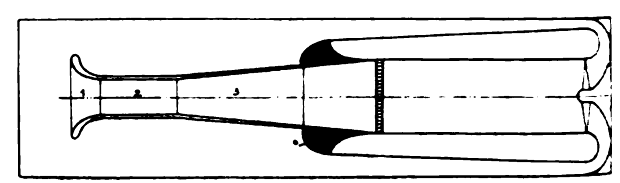


Abb. zu 62228. Zusammengesetzter Windkanal von Jurieff.

Die einem Vorschlage von Jankowsky folgende Aufstellung von besonders geformten Leitflächen vor dem Kollektor hat sich nicht bewährt.
—Sonderbericht. *Sy.*, *H.* 62228.

Strömung. Die turbulente Strömung in Rohren wurde von Lorenz unter Annahme einer angenäherten Geschwindigkeitsverteilung unter nachträglicher Ermittlung des genaueren Verlaufs, gleichzeitig unter Annahme einer Randschicht, ferner einer Rauhigkeitsbeizahl und einer kritischen Reynoldsschen Zahl behandelt. Der weitere Ausbau der Gedankengänge von Lorenz führt zu Formeln für den Druckabfall verhältig einer Beizahl und für deren Abhängigkeit von der Reynoldsschen Zahl



in diese allgemeinen Beziehungen kann man nun entweder die unstetige Geschwindigkeitsverteilung nach Lorenz oder den stetigen Ansatz von Mohorovičić einführen.

Dann ergibt sich für größere Reynoldssche Zahlen »leidliche Übereinstimmung mit den Versuchsergebnissen und den Lorenzschen Formeln«; für den Übergang zu schwachwirbligen und schließlich glatten Strömungen genügt das stetige Gesetz nicht.

Die Erörterungen gestatten, die Größe der Schwankungsgeschwindigkeit abzuschätzen.
— *A. Pröll*, Betrachtungen zur Theorie der turbulenten Strömung in Röhren; Zeitschrift für technische Physik 7, Nr. 9, 1926, S. 428 bis 434 (12½ Sp., 1 Skizze der Geschwindigkeitsverteilung, 2 Schaub., 2 Zahltaf.). *E.* 62229.

Strömung. Versuche von freifliegenden Modellen werden in Rußland zur Untersuchung des Kennwerteinflusses und des Zähigkeitseinflusses der Luft an Windwalzen, Spaltflügeln, Drehflügeln und zur Untersuchung der Formstabilität ausgeführt. Bau erfolgte von Einzelpersonen und in sehr zahlreichen Modellflugvereinen. Antrieb durch Gummi und Preßluft. Schraubenzug wird mittels des Ergographen von Engels (Sonderausführung eines selbstaufzeichnenden Kraftmessers), Schraubenmoment mittels Federkraftwage gemessen, Rumpfwiderstände mittels Gnosspeliuspendels (vgl. 61306). Kennwerteinfluß wird durch Auswerten der Flüge von Flugzeugen verschiedener Größe ermittelt; Zähigkeitseinfluß durch Bau extrem kleiner Modelle aus Blech, Papier und Glimmer untersucht. Spannweite 30 bis 100 mm, Gewicht unter 10 bis 15 g (ähnliche Untersuchungen bei Lanchester. D. Ber.). Mengen von Walzenflügelmodellen werden von W. J. Lenkow am Reichspolytechnikum Don mit im Längsschnitt elliptischen Walzen ausgeführt. V-Stellung der Walzen (günstig rund 6°) gibt gute Seitenstabilität. Günstiges Seitenverhältnis der Walzen 1:30. Spannweite der Modelle 1,5 bis 2,0 m. Weitere Untersuchungen erfolgen in der Akademie der Luftflotte mit den ein- und zweischraubigen, ein- und zweiwalzigen Modellen von Schekunof und Kotscherygin. Ergebnisse: großer Widerstand, Verhältnis von Umfangs- zu Fluggeschwindigkeit soll 2,5 bis 3,5 sein, möglichst hohes Seitenverhältnis; Endscheiben, deren Durchmesser gleich Walzendurchmesser mal 1,5 bis 2,0 ist, erhöhen Auftrieb beinahe ums Zweifache. Zweiwalzenflugzeug (Tandem) hat große statische Längsstabilität, ist aber nicht trimmfähig, steif und neigt zum Stampfen. Freitragende Spaltflügel haben die Modelle von Miklaschewsky »Aelita« und »Meteor« Letztes hat elliptischen Spaltflügel; Profil Eiffel 385 mit einem Spalt, Spannweite 0,8 m, Seitenverhältnis 8,5, Flügelfläche 0,075 m², Gewicht 0,064 kg.

Das Drehflügelmodell von J. Babjük hat zwei hintereinander gestaffelte Drehflügel, Schraubenkreise überlappen. Flügelprofil Göttingen 429; Verhältnis der Widerstände beim Anlassen von vorne und hinten 1:2,85 bis 0,351. Die gegenseitige Beeinflussung der Schrauben war klein.
— Sonderbericht; siehe auch:
— *Glusmann*, Eine neue Flugzeugart. Samolet (Das Flugzeug) 2, Nr. 4 (16) vom April 1925, S. 30 bis 31 (4 Sp., 4 Zeichng.).
— *S. K. und E. L.*, Unsere Untersuchungen der Flettnerwalzen; Samolet (Das Flugzeug) 4, Nr. 6 (32) vom Juni 1926, S. 16 (2 Sp., 2 Lichtb., 5 Zeichng.).
— *Karatzuba*, Der Modellwettbewerb in Kiew; Samolet (Das Flugzeug) 4, Nr. 6 (32) vom Juni 1926, S. 19 (2 Sp., 3 Lichtb., 1 Zahlentafel.). *Sy.*, *H.* 62230.

Strömung. Vogelflug. Strömungstechnische und mechanische Untersuchung der Vögel und ihres Fluges sind für Motor- und Segelflugzeuge, insbesondere für Schlagflügel, von großer Bedeutung. Sie sind nur möglich durch großzügige Statistik, besonders für Vergrößerungsgesetze der Vögel. Zuverlässige Untersuchungen der Vögel und des Vogelfluges sind spärlich (O. und G. Lilienthal, P. Manillard, Marey, V. Tatin, E. H. Hankin, P. Idrac). Die Naturwissenschaftler stehen der Strömungslehre fern, die Aerodynamiker der Naturkunde; also gemeinschaftliche Arbeit erforderlich.

Die Angaben über Flügelfläche, Flächenbelastung, Spannweite und Seitenverhältnis gelten für den Normalflug, Gewicht und Flächenbelastung der Raubvögel für Flug ohne Beute. Vögel können Flügelfläche, Spannweite, Seitenverhältnis und Anstellwinkel im Fluge ändern: Turmschwalbe kann Flügelfläche 1:1,59, Seitenverhältnis 1:4,47 verkleinern, ihre Schwanzfläche beträgt 16,4 vH der gestreckten Flügelfläche. Beim Beuteflug kann sich Flächenbelastung bedeutend vergrößern, sie erreicht beim weißen Falken die Größenordnung der Flächenbelastung eines Flugzeuges (32,6 kg/m²). Formeln für Zusammenhang zwischen Spannweite, Flügelfläche, Gewicht und Flächenbelastung sind zahlreich, doch meistens falsch.

Statistik ergibt Beziehung zwischen Gewicht und Flächenbelastung in Form einer Parabel mit dem Exponenten 1,6, wobei größte Streuung bei Raubvögeln auftritt, da Normalflug mit Auftriebsüberschuß. Günstiges Seitenverhältnis für Segler, insbesondere Meeressegler, bezeichnend, beim Albatros 1:17,65. Das Verhältnis Spannweite zu Länge schwankt wie bei Flugzeugen zwischen 1,75 bis 2,25; Grenzfälle beim Flamingo (1,32) und Albatros (3,62). Aufriß ebenfalls bezeichnend für Flugart. Profilmessungen an Vögeln sind spärlich (Kapteyn 1910/11, Jankowsky 1910). — Es entsprechen etwa die Profile:

Göttingen 441 — dem Albatros,
Göttingen 451 — der Polarmöve,
Göttingen 416 — der Turmschwalbe.

Ersteres ist ausgesprochenes Segelflugprofil, letzteres Geschwindigkeitsprofil mit kleinen Auftriebs- und Widerstandsbeizahlen. Segler haben dicke Profile (12,5 bis 20 vH), Nichtsegler dünne Profile (5 bis 7,7 vH). Schlagfolge beim Ruderflug und Fluggeschwindigkeit sind schwer zu bestimmen, Angaben über diese oft unwahrscheinlich.
— *M. Tichonrawof*, Einige statistische und aerodynamische Angaben über Vögel; Woina i Technika (Krieg und Technik) 7, Nr. 257 (Luftflottenheft 31) vom Februar 1926, S. 22 bis 27 (12 Sp., 22 Zeichn., 12 Zahltaf.). *Sy.*, *H.* 62231.

Unterricht. Die Akademie der Luftflotte (A. W. F.) in Moskau, Leningrader Chaussee, Petrowsky Dworetz (Schloß) verließen am 1. Mai 1926 48 Flugingenieure (Dipl. ing. aer.) Die fachwissenschaftliche Einteilung war:

	1926	1925
1) Flugzeugbau	20	13
2) Flugmotorenbau	19	11
3) Flugzeugbaubetriebswissenschaft (Organisation von Flugzeugwerken)	4	1
4) Luftverkehr	4	6
5) Luftschiffbau	1	2
6) Aerodynamik	—	1
Insgesamt:	48	34

Die Diplom- (Schluß) Prüfungen bestanden in der Ausarbeitung von Entwürfen meistens militärischer Flugzeuge, wobei größter Wert nicht nur auf aerodynamische und werkstattechnische Eigenschaften (Einfachheit, Billigkeit, Eignung zur Massenherstellung), sondern auch auf militärisch-taktische Eignung gelegt wurde.
— Der II. Jahrgang der Luftflotteningenieure; Woina i Technika (Krieg und Technik) 7, Nr. 277, Luftflottenheft Nr. 34, S. 1 bis 2 (4 Sp.). *Sy.*, *H.* 62232.

Wettbewerbe. Ford-Zuverlässigkeits-Flug, vom 7. bis 21. August 1926. Bedingung zur Teilnahme ist, daß das Flugzeug eine Nutzlast von 14 g für jedes cm³ des Hubraums trägt. Vor dem eigentlichen Wettbewerb findet eine technische Prüfung statt. Die Punktwertung geschieht auf Grund einer Formel:

$$\frac{\text{Nutzlast} \times \text{Geschwindigkeit} \times 50}{\text{Ausrollzeit} \times \text{Startzeit} \times \text{Hubraum}} = \text{Punktzahl.}$$



Weltrekorde. Neue, von der Fédération Aéronautique Internationale anerkannte Weltrekorde, vgl. 60824, 61413.

Klasse C: Motor Landflugzeuge A) Rekorde ohne Betriebsstoffergänzung.

Art des Rekordes	Nutzlast kg	Rekordwert	Führer	Land	Flugzeug	Motor	Leistung PS	Ort	Datum
Dauerrekord		14 h 43 min $29^1/_5$ s	Mittelholzer u. Zinsmair	Schweiz	Dornier-Merkur	BMW VI	450	Dübendorf	24. 6. 26
Entfernungsrekord .	500	2301,2 km	»	»	»	»	»	»	»
Höchstgeschw. über 2000 km		163,132 km/h	»	»	»	»	»	»	»
Dauerrekord		10 h 5 min $^4/_5$ s	»	»	»	»	»	»	29. 6. 26
Entfernungsrekord .		1400 km	»	»	»	»	»	»	»
Höchstgeschw. über 500 km	1000	163,067 km/h	»	»	»	»	»	»	»
Höchstgeschw. über 1000 km		161,986 km/h	»	»	»	»	»	»	»

Klasse C^bis; Wasserflugzeuge.

Art des Rekordes	Nutzlast kg	Rekordwert	Führer	Land	Flugzeug	Motor	Leistung PS	Ort	Datum
Höchstgechw. über 100 km	500	185,471 km/h	Landmann	Dänemark	Rohrbach-Robbe-Ro VII	BMW IV	2 × 220	Kastrup	28. Aug. 26
» 500 km	500	180,234 km/h	»	»	»	»	»	»	»
» 100 km	1000	185,471 km/h	»	»	»	»	»	»	»
» 500 km	1000	180,234 km/h	»	»	»	»	»	»	»
Entfernung	1000	519,830 km	»	»	»	»	»	»	»

— Bericht nach Angaben der Firmen. *H.* 62233.

Es wird in zwei Klassen gestartet, Ein- und Mehrmotorige Flugzeuge. Das Flugzeug mit der höchsten Punktzahl ist in jeder Klasse Sieger und hat das Recht, den Edsel B.-Ford Preis ein halbes Jahr zu besitzen; außerdem werden Geldpreise im Gesamtwert von 20 000 Dollar verteilt. Die Flugstrecke beträgt 3660 km.

— The Ford Airplane Rehability Tour; Aviation **21**, Nr. 2 vom 12. Juli 1926, S. 52 (2 Sp.). *H.* 62234.

Wettbewerbe. Lympne-Kleinflugzeugwettbewerb 1926, veranstaltet vom Royal Aero Club, besteht aus einer technischen Prüfung und anschließenden Streckenflügen. Die technische Prüfung umfaßt Ab- und Aufrüsten, Prüfung der Doppelsteuerung im Fluge und Start- und Landeprüfung über Hindernisse. Der von der Daily Mail gestiftete Hauptpreis beträgt M. 100 000. Zugelassen sind nur englische Flugzeuge, Motoren und Wettbewerber; das Motorgewicht, einschließlich Vergaser, Magnet, Kühler mit Wasser und Luftschraube, darf 77 kg nicht überschreiten; Mindestdienstlast 156 kg. Die Streckenflüge führten in 6 Tagen über insgesamt rd. 3000 km; Start und Ziel der einzelnen Tagesstrecken war immer in Lympne. Von 16 Bewerbern kamen nur 4 durch den ganzen Wettbewerb.

Nach dem Hauptwettbewerb fanden noch Vorgaberennen statt, die nach der R.A.C.-Formel, vgl. 61522 gewertet wurden; hierbei wurden nicht nur Kleinflugzeuge zugelassen.

— The Lympne Competitions; Aeroplane **31**, Nr. 10, 11 und 12 vom 8., 15. und 22. Sept. 1926, S. 298 bis 306, 338 bis 356, 374 bis 410 (61 Sp., 53 Lichtb., 1 Skizze, Zahlentaf.). *H.* 62235.

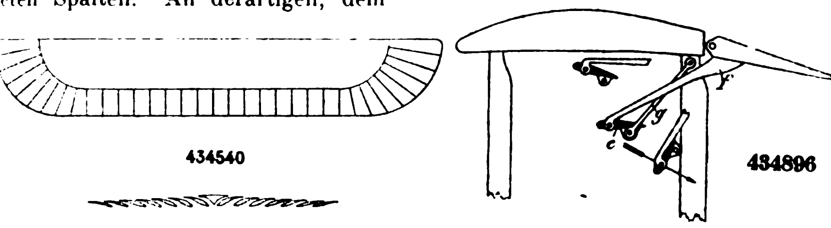
Zahlentafel zu 62235. Lympne-Kleinflugzeugwettbewerb 1926.

Nr.	Flugzeug	Motor	Führer	Leergewicht	Dienstlast	Fluggewicht	Zurückgelegte Strecke	Brennstoff-Streckenverbrauch	Durchschn. Geschwindigkeit	Wertungszahl	Preis
—	—	—	—	kg	kg	kg	km	kg/km	km/h	—	—
1	Blackburn-Bluebird	Genet	Longton	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
2	Moth	Genet	Broad	333	317	705	2080	0,129	90	1641	ausgesch.
3	Brownie	Cherub III	Uwins	283	154	454	3000	0,062	97	1687	3
4	Cygnet	Cherub III	Chick u. Ragg	195	156	385	3000	0,06	91	1808	2
5	Sirocco	Cherub III	—	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
6	Cygnet	Cherub III	Bulman	190	194	410	3000	0,058	106	2203	1
7	Supermarine-Sparrow III	Cherub III	Biard	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
8	H. A. C. 1	Cherub III	—	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
9	Avro-Avian	Genet	Hinkler	315	374	725	1920	0,12	118	2092	ausgesch.
10	Avro Avis	Thrush	Douglas	276	157	454	770	0,064	—	1600	ausgesch.
11	C. L. A. IV	Cherub III	—	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
12	C. L. A. IV	Cherub III	—	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
13	A. N. E. C.-Misselthrush	Thrush	Henderson	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
14	Parnall-Pixie III	Cherub III	Courtney	238	156	418	3000	0,065	95	1541	4
15	Short-Satellite	Scorpion II	Boyes	—	—	—	—	—	—	—	nicht gest.
16	Woodpigeon	Scorpion II	Ritchie	257	157	445	1610	0,094	78	1046	ausgesch.

Luftfahrt-Patentschau.

Deutsche Patente.

434540 / 62 b,4. Flugzeugtragflügel. R. Zardin, Riga. B 12. 2. 24 V 28. 9. 26. Als bekannt vorausgesetzt sind Tragflügel mit senkrecht zu den hinteren und seitlichen Rändern angeordneten Spalten. An derartigen, dem



Zwecke der stetigen Überschreitbarkeit des »kritischen Winkels« dienenden Einrichtungen steht unter Schutz, daß die von festem Material gebildeten Spalten von an sich bekanntem sich verjüngendem Querschnitt am hinteren Rande von der Mitte unten nach den seitlichen Flügelenden oben parallel zur Flugrichtung und an den seitlichen Flügelenden von hinten unten nach vorn oben senkrecht zur Flugrichtung verlaufen«.

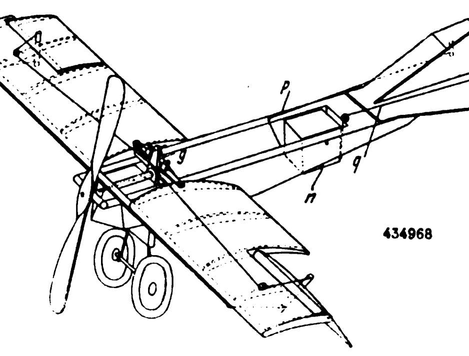
434778 / 62 b,7. Einrichtung zur Vergrößerung des Landungs-Gleitwinkels für Flugzeuge. Bahnbedarf A.-G., Darmstadt. B 21. 12. 24 V 2. 10. 26.

434778

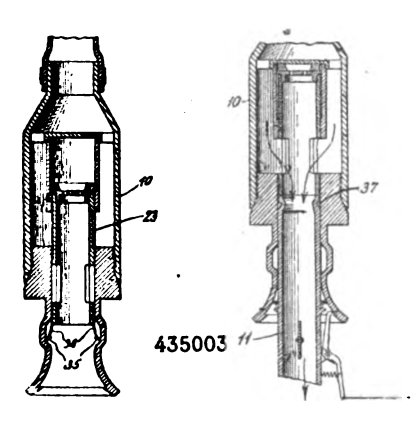
Zum Zwecke der Vergrößerung des Gleitwinkels beim Landen ist die Tragfläche des Flugzeugs, insbesondere eines Klein- oder Segelflugzeugs, zwischen den Enden und vorzugsweise an der Stirn- oder Nasenseite mit einer oder mehreren genügend tiefen und breiten Ausnehmungen *b* versehen, die während des Fluges zum praktischen Vollprofil ergänzt und erst beim Landungsvorgang zur Wirkung gebracht werden, um den induzierten Flugzeugwiderstand zu steigern, nämlich durch gewollte Vergrößerung der Wirbelbildung. Die Tragfläche wird dadurch gewissermaßen in zwei oder mehr unabhängige Teile aufgelöst, d. h. unter Wahrung der früheren Tragflächenerstreckung in mehrere Tragflächen von verkleinerter Spannweite. Die Wirkung ist besonders intensiv, wenn man die Ausnehmungen an der Stelle vorsieht, wo die druckausgleichende Tendenz zwischen der Tragflächen-Ober- und -Unterseite infolge der Existenz eines großen Druckunterschiedes besonders ausgeprägt ist, d. h. an der vorderen Rundung der Tragfläche, der Nase.

434896 / 62 b,15; Zus. zu 310170. Hilfssteuereinrichtung. A. Flettner, Berlin. B 6. 10. 18 V 2. 10. 26. Bezieht sich auf die in dem Hauptpatent geschützte Einrichtung, bei der zur Verringerung der erforderlichen Ausgleichflächengröße in einem Abstand von der Hauptsteuerfläche eine Hilfsfläche an einem Hebel angeordnet ist, der schräg an der Hauptsteuerfläche sitzt; die weitere Ausbildung besteht darin, daß die Schräge des Hilfssteuerhebels *f* und die Anordnung des Gestänges so gewählt sind, daß bei der größten Bewegung des Hilfssteuerhebels nach außen Hilfssteuerhebel und Hilfssteuer *c* annähernd oder ganz den gleichen Winkel gegen die Fahrtrichtung einnehmen. Die Hilfssteuerfläche kann mittels einer Lenkstange *g* an einem festen Punkt des Flugzeuges angelenkt sein.

434968 / 62 b,11. Stabilisierungsvorrichtung für Flugzeuge mittels pendelnd aufgehängter Nutzlasten. G. Hatzel, Fürth. B 3. 1. 25 V 6. 10. 26. Zur Querstabilisierung ist das an einer Längsachse pendelnd aufgehängte Fahrgestell mit einem Steuerhebel *g* fest verbunden, der von dem unabhängig vom Fahrgestell im Flugzeugrumpf angeordneten Führersitz aus bedienbar und feststellbar ist; zur Längsstabilisierung ist der an einer Querachse des Fahrzeugs pendelnd aufgehängte Brennstoffbehälter *n* durch Seilzüge *p*, *q* mit dem Höhensteuer *c* verbunden.



435003 / 62 c,20. Kupplungsventil zur Verbindung zweier Flüssigkeitsbehälter. C. M. Shipley, Theresa (V. St. A.). B 23. 7. 24 V 6. 10. 26. Das unter Schutz stehende Kupplungsventil ist vorzugsweise zur Überführung von Brennstoff von einem Flugzeug auf ein anderes während des Fluges bestimmt; erfindungsgemäß sind zwei Gehäuseteile *10*, *11* vorgesehen, von denen der eine mit dem Abgabebehälter verbundene Teil *10* ein verschiebbares, gewöhnlich in der Verschlußlage (vgl. linke Abbild.) befindliches Ventil *23* trägt und der andere mit dem Empfangsbehälter verbundene Teil *11* bei seiner Kupplung mit dem Abgabe-



teil *10* das Ventil in die offene Lage schiebt; gleichzeitig tritt dabei eine selbsttätige Verbindung des Ventils *23* mit dem Empfangsteil *11* durch federnde Haken *34*, *35* ein, die in eine Nut *37* des Empfangsteiles *11* eindringen.

435004 / 62 c,26. Vorrichtung, um auf Gleitfliegern die Änderungen der Windströmungen durch einen, sich mit diesem ändernden Ton wahrnehmbar zu machen. Dr. F. Dessauer, Dr. C. Deguisne und W. Hof, Frankfurt a. M. B 26. 2. 24 V 6. 10. 26. Die Wahrnehmung erfolgt auf elektrisch-akustischem Wege. Die Vorrichtung kann beispielsweise aus einem Mikrophon bestehen, an dessen Membran ein kleines Stäbchen befestigt ist, das durch die Luft, je nach deren Bewegungsstärke und Bewegungsrichtung, mehr oder weniger verbogen, erschüttert oder in Schwingung versetzt wird. Diese Vorgänge erzeugen in dem Mikrophon Änderungen, die sich in einem vom Flieger getragenen Telephon als Töne bemerkbar machen, aus deren Art Rückschlüsse auf die Strömungsverhältnisse gezogen werden können. Es können zwei Mikrophone nebeneinander angeordnet sein, deren Empfangsflächen senkrecht zueinander stehen.

435005 / 62 c,32. Einrichtung an Luftfahrzeugen, Motorschlitten o. dgl. zur Vermeidung des Einfrierens der Gelenke an Steuer- oder Fortbewegungsorganen bzw. zur Ablösung des eingefrorenen Fahrzeuges von der Erd- oder Wasseroberfläche. L. Bartmann, Berlin. B 23. 6. 25 V 6. 10. 26. Die Gelenke bezw. die Räder, Kufen, Schwimmkörper, Raupen usw. sind an ihrer Oberfläche oder in ihrem Innern mit Heizwiderständen versehen, die durch Zuführung geeigneten Stromes einer Dynamomaschine sich erwärmen und hierdurch das Schmelzen des die Unbeweglichkeit herbeiführenden Eises bewirken.

Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1592051. A. R. **Siegler,** Denver, Colo. Airplane. B 6. 7. 25 V 13. 7. 26.
Flugzeug mit halbzylindrischen, verdrehbaren Tragflächen.

A. 1592081. C. H. **Colvin,** Brooklyn, N. Y. Directional stabilizer. B 12. 5. 19 V 13. 7. 26.
Vom Kreisel gesteuerte Seitenruderfläche.

A. 1592301. P. **Jaray** (Ass.: **Luftschiffbau Zeppelin** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Airship. B 28. 6. 20 V 13. 7. 26.
Nachts-Aufenthaltsräume backwärts im Schiff angeordnet.

A. 1592676. J. **Reiter,** New York. Flying machine. B 2. 9. 25 V 13. 7. 26.
Heb- und senkbare »Fallschirm«-fläche über vogelflügelförmigen Tragflächen.

A. 1592740. P. H. **McNeil,** New York. Aircraft. B 31. 7. 25 V 13. 7. 26.
Hubschrauber; Antriebseinheiten an den Schraubenflügeln.

A. 1592749. F. E. **Smoots,** Zincville, Okla. Aerial toy. B 30. 9. 25 V 13. 7. 26.
Spielzeug-Hubschrauber mit Schnurzug.

A. 1592917. W. H. **Barling,** Dayton, Ohio. Aircraft. B 28. 11. 24 V 20. 7. 26.
Tragflächen-Oberseite aus Metallblech, -Unterseite aus abnehmbarem Stoffgewebe.

A. 1592963. J. B. **Strauss,** Chicago. Ship. B 6. 4. 23 V 20. 7. 26.
Gitterträger.

A. 1593089. A. J. **Marcelin,** Paris. Apparatus for indicating the course of aircraft. B 1. 2. 24 V 20. 7. 26.
Einrichtung zur Ortsbestimmung fliegender Flugzeuge vom Boden aus; der jeweilige Ort wird in einer halbkugeligen Schale aufgezeichnet.

A. 1593490. A. J. **Fortescue,** Arncliffe (Austral.). Flying machine. B 4. 1. 23 V 20. 7. 26.
Tandem-Flugzeug mit zwischen den Tragflächen angeordneten Antriebs-Einheiten.

A. 1593720. W. **Hanson,** Niagara, N.-Dak. Advertising aeroplane. B 2. 12. 25 V 27. 7. 26.
An drehbarem doppelarmigem Ausleger (Karussell) hängt auf der einen Seite ein Flugzeug, das ihn dreht, auf der andern Seite eine Reklametafel.

A. 1594062. E. C. **La Forge,** Oakland, Cal. (Ass.: C. H. **Jacobs,** San Francisco und A. F. **Harshbarger,** Oakland). Automatic aircraft-baggage loader. B 11. 8. 25 V 27. 7. 26.
Der Last wird beim Aufhaken durch das Flugzeug mittels eines ortsfesten, elektrisch gesteuerten Druckluftkolbens eine Beschleunigung in der Flugrichtung erteilt.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 252433. T. F. **Roberts** und G. A. **Reeder,** London. Control of aeroplanes and the like. B 21. 2. 25 V 28. 7. 26.
Gleichzeitige Einstellbarkeit der Haupt- und einer Schwanzfläche um eine wagerechte Achse; Schwanzfläche auch um die Flugzeug-Längsachse einstellbar.

E. 252442. F. M. T. **Reilly,** Worthing, Sussex. Air-screw for aircraft. B 24. 2. 25 V 28. 7. 26.
Die Austrittskante jedes Schraubenblattes ist unterteilt und jedes Teilstück einstellbar.

E. 252489. De Havilland Aircraft Co., Ltd. und G. **de Havilland,** Edgware, Middlesex. Separators for wires, rods, and the like. B 9. 3. 25 V 28. 7. 26.
Eichelförmiger Abstandhalter an der Kreuzungsstelle zweier Spanndrähte.

E. 252517. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis,** Westminster. Mooring-masts or mooring gear for lighter-than-air aircraft. B 20. 4. 25 V 28. 7. 26.
Drehbares Aufnahmegerüst an der Ankermastspitze.

E. 252712. A. **Tammeo,** Genua. Wing structure of aircraft. B 20. 5. 26 V 28. 7. 26.
Trag- und Steuerflächenanordnung an Großflugzeugen.

E. 252755. D. J. **Mooney (Steel Wing Co.),** London. Construction of framework members for aircraft. B 10 12. 24 V 5. 8. 26.
Metallholme aus mehreren gewellten Teilen, die an ihren Überlappungsstellen durch Bolzen mit Distanzrohren zusammengehalten werden.

E. 252769. G. F. **Pretyman,** London. Landing-gear for aircraft. B 2. 3. 25 V 5. 8. 26.
Fahrgestell mit endlosem Bande und von annähernd windschnittigem Äußern.

E. 253061. J. T. **Remey,** New York. Method of an apparatus for forming letters, signs, or symbols in the air. B 8. 12. 24 V 5. 8. 26.
»Wolkenschrift« wird von einem nur wagerecht fliegenden Luftfahrzeug durch abgeworfene, in abgemessenen Zeiträumen Rauch abgebende Körper erzeugt, derart, daß die Zeichen aus senkrechten Rauchstreifen zusammengesetzt sind.

E. 253157. P. M. **Staunton,** Castlerea. Propulsion systems for ships, and propellers. B 28. 1. 25 V 11. 8. 26.
Ein Luftpropeller, der in einem Wassergefäß arbeitet. (!)

E. 253169. H. **Leitner,** Croydon. Construction of airscrews. B 12. 2. 25 V 11. 8. 26.
Wurzelausbildung hohler Blechflügel an Luftschrauben.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 608040. Airship Guarantee Cy., Ltd. Perfectionnements aux appareils de navigation aérienne du type plus léger que l'air. B 16. 12. 25 V 13. 7. 26.
Die Außenhülle von Starrschiffen wird durch den Druck eingeblasener Luft oder von Auspuffgasen strafl gehalten.

F. 608074. Airship Guarantee Cy., Ltd. Perfectionnements aux appareils de navigation aérienne du type plus léger que l'air. B 18. 12. 25 V 16. 7. 26.
Vorderer Tragkörperteil (mit Bezug auf den Maximalspant) 2 Durchmesser, hinterer Tragkörperteil 2 ½ bis 3 Durchmesser lang; Netzräume im Tragkörperinnern bis auf die »Protuberanzen« (Maschinengondeln mit Propellern), die erst hinter dem Maximalspant angeordnet sind.

F. 608125. E. M. **Dôle.** Avion à turbines aériennes. B 27. 12. 25 V 21. 7. 26.
Hubschrauber.

F. 608149. M. **Chrétien.** Appareil photographique plus spécialement destiné à la prise des photographies aériennes. B 25. 3. 25 V 21. 7. 26.
Reihenbildner für Rollfilm.

F. 608189. Soc. An. **Nieuport-Astra.** Hélice métallique et son procédé de fabrication. B 14. 9. 25 V 22 7. 26.
Flügelausbildung metallischer Luftschrauben.

F. 30643. M. A. **Mazade.** Perfectionnements aux dispositifs de stabilisation des avions. Zus. zu 605173. B 12. 2. 25 V 20. 7. 26.
Ein Differentialgetriebe zwischen der Motorwelle und der Welle einer vom Fahrtwind beaufschlagten Luftturbine bewirkt Verstellung von Steuermitteln.

F. 608481. E. **Ferre.** Dispositif pour éteindre automatiquement les incendies à bord des avions. B 23. 10. 25 V 28. 7. 26.
Erhöhte Temperatur oder Druckzunahme im Ansaugrohr oder starke Temperaturzunahme (Flamme) an beliebiger Stelle des Flugzeugs bringt Feuerlöscher zur Wirkung.

F. 608514. Y. **van Honacker.** Dispositif de propulsion pour l'aviation et la navigation. B 28. 11. 25 V 28. 7. 26.
Auf einem endlosen Bande angeordnete Flächen bewirken auf dem unteren Trum durch ihre Schrägstellung Auftrieb; über dem oberen Trum soll Unterdruck entstehen.

F. 608626. C. E. P. **Gourdou.** Régulateur de refroidissement pour moteurs d'aviation. B 3. 4 25 V 30. 7. 26.
Zur Regelung der Kühlwassertemperatur in größerer Höhe in gleicher Weise wie am Boden wird ein Fühlorgan benutzt, das Pentan, Methylalkohol oder Alkohol enthält.



Amerika

A. 1594073. F. **Short,** Penn. Yan., N. Y. Dirigible balloon. B 25. 1. 24 V 27. 7. 26.
Prallschiff mit Bugversteifung und Längsträger.

A. 1594080. U. C. **Thies,** Dayton, Ohio. Building construction. B 24. 9. 25 V 27. 7. 26.
Dachkonstruktion für Flugzeughallen.

A. 1594478. L. B. **Sperry**'s Erben, Garden City, N. Y. Parachute. B 24. 3. 19 V 3. 8. 26.
Fallschirmanordnung in Verbindung mit einer Öffnung im Rumpfboden.

A. 1594538. A. L. **McKelvey,** St. Louis, Mo. Aircraft. B 4. 10. 22 V 3. 8. 26.
Flugmaschine.

A. 1594619. F. B. **Jaquette,** Alta, Mont. Machine for aerial navigation. B 28. 4. 25 V 3. 8. 26.
Flugmaschine.

A. 1594776. V. **Hagger** (Ass.: C. R. **Fairey**), Hayes (Engl.). Cowling and the like for aircraft and other structures. B 1. 4. 26 V 3. 8. 26.
Leicht lösbare Verbindung für Hauben u. dgl.

A. 1594892. A. T. **McMullen,** Detroit, Mich. Flying machine or airplane. B 16. 7. 23 V 3. 8. 26.
Verkehrsflugzeug.

A. 1595042. M. H. M. J. **Wibault** (Soc. an. des **Avions Michel Wibault**), Billancourt (Frkr.). Metallic construction of surfaces or parts of aeroplanes or the like. B 8. 9. 24 V 3. 8. 26.
Die Blechdecke der Tragfläche nimmt die Versteifungsrippen in nach außen gehenden Einwellungen auf.

A. 1595306. H. T. **Kraft** (Ass.: **Goodyear Tire and Rubber Cy**), Akron, Ohio. Pneumatic valve-control mechanism. B 28. 5. 25 V 10. 8. 26.
Pneumatisch steuerbares Ballonventil.

A. 1595993. R. S. **Cecero,** Waterbury, Conn. Automatic machine gun. B 5. 6. 25 V 17. 8. 26.
Elektrische Abzugssteuerung für durch den Propellerkreis schießende, relativ zum Luftfahrzeug bewegbare Schußwaffen.

A. 1596511. E. **Pistolesi,** Pisa. Control device for variable-pitch propeller screws. B 8. 4. 25 V 17. 8. 26.
Die Flügelwurzel läßt sich bei laufendem Propeller mittels Zahnräder-Getriebe drehen.

A. 1596927. J. E. **Fuson,** Joplin, Mo. Parachute. B 4. 3. 26 V 24. 8. 26.
Fallschirm mit Spreizvorrichtung für Entfaltungs-Erzwingung.

A. 1597305. P. G. **Zimmermann** und B. V. **Korvin-Kroukovsky,** Keyport (Ass.: **Aeromarine Plane and Motor Cy,** New York). Retractable landing gear. B 17. 11. 22 V 24. 8. 26.
Laufräder an beiden Schwimmkörper-Seiten angelenkt und nach oben verschwenkbar.

England

E. 253247. S. E. **Page,** London. (H. F. **Parker,** New York.) Coolingradiators, particularly for use on aircraft. B 25. 3. 25 V 11. 8. 26.
Kühlflächen aus wasserdicht gemachtem Gewebe bilden Flächenteile an Luftfahrzeugen, z. B. an der Außenhülle eines Starrschiffes.

E. 253248. S. E. **Page,** London (H. F. **Parker,** New York). Method of recovering water from the exhaust gases of aircraft motors, and apparatus therefor. B 25. 3. 25 V 11. 8. 26.
Der Auspuffstrom wird erst durch eine Wassersprüheinrichtung, dann durch einen Flächenkühler (vgl. Pat. 253247) geschickt; Gase und Wasser werden getrennt gefiltert usw. und erstere in Brandschutzmantel der Zellen geleitet; das Wasser dient als Ballast.

E. 253331. Armstrong, Whitworth Aircraft, Ltd. und F. M. **Green,** Coventry. Aircraft wings and similar supporting-surfaces. B 11. 5. 25 V 11. 8. 26.
Eine sich dem aufsteigenden Teil der Tragflächen-Oberseite vorn anschmiegende Hilfsfläche ist etwa parallel zur Richtung der Profilsehne einstellbar; die Verstellung kann in Abhängigkeit von einer Querruderverstellung erfolgen.

E. 253337. L. **Avorio,** Rom. Kite balloon which is adapted to be transformed into a dirigible. B 13. 5. 25 V 11. 8. 26.
An den Knotenpunkt für das Ankerkabel einerseits und die Beobachtungsgondel-Seile anderseits kann ohne Änderung der Kräfteverteilung eine Maschinengondel angehängt werden.

E. 253491. B. G. Textilwerke, Tempelhof. Manufacture of balloon material. B 22. 4. 26 V 18. 8. 26.
Tischartige Einrichtung zur Prüfung der Darmhautbahnen und zur Aufbringung des Stoffgewebes auf sie.

E. 253556. Lawrence Sperry Aircraft Co., Inc. (R. **Simon**), New York. Devices for launching and landing airplanes from and upon suspended positions. B 14. 6. 26 V 18. 8. 26.
Einrichtung zur Kupplung (oder Entkupplung) eines fliegenden Flugzeugs mit einer (bzw. von einer) von einem andern Luftfahrzeug oder einem Ankermast herabhängenden Trapezstange; die Kupplung kommt bei zu großer Relativgeschwindigkeit nicht zustande.

E. 253651. Boulton & Paul, Ltd. und J. D. **North,** Norwich. Girder structure particularly applicable to the construction of aircraft. B 9. 4. 25 V 18. 8. 26.
Holme aus profilierten Blechen.

E. 253936. R. H. **Upson,** Birmingham, Mich. (V. St. A.). Airships. B 26. 1. 25 V 18. 8. 26.
Leitwerkanordnung an Starrschiffen mit metallischer Hülle.

Frankreich

F. 608650. V. **Andrès.** Hélicoptère. B 7. 4. 25 V 30. 7. 26.
Hubschrauber, dessen verstellbare Hubschraubenflügel von an ihnen mit den Motoren angeordneten Luftschrauben in Umdrehung versetzt werden.

F. 608669. H. O. **Short.** Coques en tôle pour hydravions. B 3. 7. 25 V 31. 7. 26.
Versteifung von Flugbootkörpern durch Querringe.

F. 608853. W. **Swiatecki.** Dispositif pour l'enclanchement et le déclanchement des bombes à bord des appareils aériens. B 31. 12. 25 V 4. 8. 26.
Bomben-Auslösevorrichtung.

F. 608870. E. **Bunau-Varilla.** Perfectionnements aux ailes d'avions et autres organes analogues. B 9. 4. 25 V 4. 8. 26.
Drehbarer Zylinder mit Magnuswirkung als Eintrittskante für profilierte Luftflächen (Flugzeug-, Schrauben-, Windmühlenflühel und Schiffssegel).

F. 608878. Soc. **Schneider et Cie.** und J. **Fieux.** Appareil pour le controle et l'utilisation des mouvements d'un navire ou de fuselage d'un aéronef par rapport à la verticale et au méridien du lieu. B 9. 4. 25 V 4. 8. 26.
Kreiseleinrichtung für Schiffe und Luftfahrzeuge zur Wahrung einer horizontalen Richtebene und zur Azimutbestimmung der Bewegung; von Mannschaften beobachtete Hilfskreisel ermöglichen die Anwendung von Korrekturmomenten an den beiden Hilfskreiseln.

F. 609028. S. **Schkaff.** Appareil limiteur d'admission pour moteur d'aviation. B 7. 1. 26 V 6. 8. 26.
Einrichtung zur Begrenzung des Gasgebens entsprechend der Flughöhe bei Motoren mit Überverdichtung; der Gashebel-Maximalausschlag wird von einem dehnbaren Balgen beeinflußt.

F. 30655. L. E. B. **Desmarquoy.** Matelassure pour capitonnages élastiques. Zus. zu 602368. B 21. 2. 25 V 21. 8. 26.
Auspolsterung des Führerraumes.

F. 609217. F. O. **Conill.** Ailes supplémentaires et mobiles utilisées au départ et à l'atterissage des avions rapides. B 29. 12. 25 V 11. 8. 26.
Eine sich dem Tragdeck anschmiegende Hilfsfläche bildet abgehoben (z. B. mit Hilfe einer Fahrtwindturbine) ein zweites (Ober-)Deck; Zweck: Tragflächenvergrößerung für Landung oder Abflug.

F. 609234. F. C. Y. **Lu.** Appareil de sauvetage pour navigation aérienne. B 5. 1. 26 V 11. 8. 26.
Hilfsballon, der, im Notfalle mit Preß-Wasserstoff aufgeblasen, das Flugzeug trägt.

F. 609267. E. **Bunau-Varilla.** Perfectionnements aux dossiers de sièges pour véhicules de toutes natures. B 10. 4. 25 V 11. 8. 26.
Fluggast-Sessel (unter dem Gesichtspunkt äußerster Raumausnutzung).



Amerika

A. 1 597 306. P. G. **Zimmermann,** Keyport (Ass.: **Aeromarine Plane and Motor Cy,** New York). Stabilizer lock. B 11. 7. 23 V 24. 8. 26.
Sperreinrichtung für bewegliche Ruderflächen.

A. 1 597 357. B. O. **Godfrey,** Seattle, Wash. Pitchometer tool. B 26. 10. 25. V 24. 8. 26.
Gerät zum Messen der Steigung von Propellern in beliebigen radialen Abständen von der Drehachse.

A. 1 597 532. C. E. **Mentzer.** (Ass.: C. **Makris**), Des Moines, Jowa. Toy Airplane projectile gun. B 26. 4. 26 V 24. 8. 26.
Gerät zum Losschießen von Spiel-Flugzeugen.

A. 1 597 918. J. B. **Mangan,** North Haven, Conn. Aeroplane parachute. B 5. 10. 25. V 31. 8. 26.
Fallschirm in einem Behälter im Flugzeugrumpf.

A. 1 598 002. H. F. **Parker,** New York. Aircraft heat-exchange system. B 10. 4. 22 V 31. 8. 26.
Wärme-Austauscher zwischen Auspuff und Gasbehälter.

A. 1 598 082. L. A. **Kepler,** Dayton, Ohio. Camera cradle mount. B 11. 5. 23 V 31. 8. 26.
Aufhängevorrichtung für Luftbildkammern.

A. 1 598 118. T. **Borgan,** Brooklyn. Aeroplane construction. B 20. 11. 25 V 31. 8. 26.
Flugzeug mit Tragflächen aus Drähten und Metallstreifen.

A. 1 598 211. E. S. **Maguire,** San Francisco. Balloon advertising method and apparatus. B 14. 8. 24 V 31. 8. 26.
Fesselballon für Reklameabwurf; wird durch Loslassen des Fesselseils gerissen.

A. 1 598 554. W. T. **Caughlin,** Bessemer, Ala. Flying machine. B 7. 12. 25 V 31. 8. 26.
Flugmaschine.

A. 1 598 998. J. **Williams,** Lima, Ohio, Flying machine. B 4. 1. 19 V 7. 9. 26.
Flugmaschine.

A. 1 599 280. C. A. **Lewis,** Dayton, Ohio. Airplane toy. B 19. 9. 25 V 7. 9. 26.
Faltbares Spielflugzeug.

A. 1 599 468. A. E. **Henderson,** Toronto (Canada). Aeroplane. B 9. 7. 17 V 14. 9. 26.
Flugmaschine mit oberhalb angeordnetem Leitwerk.

A. 1 599 496. W. **Sheppard,** Chicago. Airship. B 29. 6. 25 V 14. 9. 26.
Luftschifftragkörper mit mittlerem, Propeller und Ruder aufnehmendem Rohr.

A. 1 599 521. W. **Grudzinski,** Boston, Mass. Aircraft. B 28. 3. 24 V 14. 9. 26.
Flugmaschine.

A. 1 599 955. C. **Dornier** (Ass.: **Dornier Metallbauten** G. m. b. H.), Friedrichshafen. Carriage for flying machines. B 2. 4. 23 V 14. 9. 26.
Fahrgestell in Form eines ⊥.

England

E. 253960. D. J. **Mooney** und D. H. **Emby (Steel Wing Co.),** London. Metal spars and the like for aircraft. Zus. zu 141141; vgl. auch 194114 u. 218074. B 21. 1. 25 V 25. 8. 26.
Metallholme aus profiliertem Blech.

E. 254377. M. L. **Bramson,** Hendon. Variable-pitch propellers. B 30. 3. 25 V 1. 9. 26.
Anordnung zweier Kugellager zwischen Verstellflügelwurzel und Nabenarm, die jedes unter- bzw. oberhalb einer bestimmten Drehgeschwindigkeit wirksam sind.

E. 254 782. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis,** Westminster. Manufacture of hollow or tubular metal struts, spars, and other members of the framework of aircraft. B 3. 4. 25 V 8. 9. 26.
Herstellung hohler Bauteile durch schraubenförmiges Aufwickeln eines Metallstreifens auf einen Dorn und Vernieten der sich deckenden Kanten. Material aus einer Al.-Legierung wird zuvor auf 480° C erhitzt.

E. 254 783. Airship Guarantee Co., Ltd. und B. N. **Wallis,** Westminster. Machine for making hollow or tubular metal members. B 3. 4. 25 V 8. 9. 26.
Maschine zur Herstellung hohler Bauteile nach Patent 254782.

E. 254820. S. E. **Saunders,** East Cowes. Racing motor boats, hydroplanes, aircraft floats, pontoons and the like. B 18. 4. 25 V 8. 9. 26.
Seitlich am Boot, Schwimmer u. dgl. sind Schwimmkörper vorgesehen, die wagerecht geschnitten Tragflächenprofil aufweisen; bei Nichtgebrauch liegen sie am Rumpf an; durch Hebelbewegung werden sie ausgeschwenkt.

E. 254873. S. A. **Steinmetz,** Philadelphia. Safeguarding against aerial attacks. B 1. 7. 25 V 8. 9. 26.
Bomben an Fallschirmen werden von Luftfahrzeugen gestreut; »Luft-Minensperre«. Zünder oben angeordnet, was Bodendetonation verhüten soll.

E. 254948. E. **Ferre,** Turin. Fire-extinguishing and alarm-signalling apparatus, particularly for use on aircraft. B 13. 11. 25 V 8. 9. 26.
Schmelzglieder bewirken bei Brand Trennung eines Zuggliedes; dadurch wird das Ventil einer Druckflasche geöffnet und Löschflüssigkeit gesprüht.

E. 255052. Ford Motor Co, (W. B. **Stout**), Detroit (V. St. A.). Airplanes. B 30. 6. 26 V 8. 9. 26.
Metall-Flugzeug Junkersscher Art aus Duralumin; die oben und unten konvexen selbsttragenden Flächen sind wie der Rumpf mit gewelltem, Spannungen aufnehmendem Blech bespannt; Motorträger abnehmbar; Doppelsteuerung; in Liegestätten umwandelbare Sitze. (Vgl. ZFM 1926 Heft 21 S. 466.)

E. 255 115. R. E. **Mitton,** Salt Lake City, V. St. A. Automatic control for aeroplanes. B 13. 7. 26 V 15. 9. 26.
Pendelsteuerung für Höhen- und Querruder mittels Heißluftmotors.

Frankreich

F. 609323. Soc. An. des Avions Michel **Wibault.** Dispositif de synchronisation pour mitrailleuse d'avions tirant à travers de champ d'hélice. B 20. 4. 25 V 12. 8. 26.
Synchronisierung zweier Maschinengewehre durch eine Motorwelle.

F. 609586. J. E. **Broyles,** H. E. **Robertson** und H. E. **Weller.** Dispositif d'ancrage pour ballons dirigeables. B 7. 11. 25 V 17. 8. 26.
Vorrichtung an Luftschiffen zur Verankerung an bestimmten, vorbereiteten Orten mittels herablaßbarer Steckpfähle.

F. 609 645. Airship Guarantee Cy., Ltd. Perfectionnements aux mâts ou appareils d'amarrage pour appareils aériens plus légers que l'air. B 5. 1. 26 V 18. 8. 26.
Luftschiff-Fesselung an Ankermasten mittels Auslegern am Mast und seitlich am Schiffsbug angreifenden Seilen.

F. 610014. J. P. V. **Hubert.** Perfectionnements apportés aux hydroaéroplanes et engins analogues. B 26. 1. 26 V 28. 8. 26.
Seitliche Flächenstummel am Boot, die in die Tragfläche übergehen.

F. 610086. H. **Farman.** Appareil de mise en marche pour moteurs à explosion, plus spécialement dans l'application aux aéroplanes. B 30. 12. 25 V 30. 8. 26.
Andrehvorrichtung mittels Gummiseils mit vorher gekurbelter Spannung.

F. 610162. A. **Weingarten.** Procédé pour l'exécution de charpentes à montants, en particulier pour les poutres d'ailes d'avions. B 27. 1. 26 V 31. 8. 26.
Zellenverspannung mittels Verlängerung der Stiele.

F. 610177. Daimler-Motoren Gesellschaft. Avion à surface portante munie d'ailes démontables. B 28. 1. 26 V 31. 8. 26.
An den Rumpf anlegbare Tragflügel.

F. 610319. Soc. **Zodiac.** Soupape de ballon. B 1. 2. 26 V 3. 9. 26.
Tellerführung für Ballonventile.

F. 610320. Soc. **Zodiac.** Dispositif de liaison souple pour clapets de soupape. B 1. 2. 26 V 3. 9. 26.
Ballonventil mit elastischer Scheibe zwischen Schaft und Teller.

F. 610472. R. **Alkan** und **Lesourd.** Dispositif de déclenchement de projectiles pour aéronefs. B 12. 5. 25 V 6. 9. 26.
Ausklinkvorrichtung für Bomben.

F. 610583. E. J. **Peter.** Perfectionnement aux moyens de sustentation, de propulsion et de traction. B 4. 2. 26 V 8. 9. 26.
Profilform für Tragflächen und Schraubenflügel.

F. 610692. Soc. **d'Emboutissage et de Constructions mécaniques.** Perfectionnements apportés aux noeuds d'assemblage notamment à ceux pour engins de locomotion aérienne. B 6. 2. 26 V 10. 9. 26.
Knotenpunktverbindung rohrartiger Glieder im Luftfahrzeugbau.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

23. Heft | 14. Dezember 1926 | 17. Jahrgang

Ergebnisse des Rhön-Segelflugwettbewerbes 1926.

Von Walter Georgii, Darmstadt.

Zum siebenten Male hatten sich im Hochsommer dieses Jahres die Anhänger des Segelfluges auf der Wasserkuppe in der Rhön versammelt, um im sportlichen Wettkampf um die ausgeschriebenen Preise der Rhön-Rossitten-Gesellschaft zu konkurrieren und zugleich Zeugnis abzulegen von dem Stand der deutschen Segelflugbewegung. Es ist kein Geheimnis, daß man vielfach dem diesjährigen Wettbewerb mit gewisser Sorge entgegengesehen hat, und daß man nach Abschluß des vorjährigen Wettbewerbes selbst in Kreisen, die der Rhön und dem Segelflug von jeher herzlich zugetan sind, den Gedanken in Erwägung gezogen hat, die sportliche Form der bisherigen Wettbewerbe durchgreifend zu ändern und an Stelle der fliegerischen Leistungen die technische Weiterentwicklung des Segelflugzeuges in den Vordergrund zu stellen. Die Rhön-Rossitten-Gesellschaft, die durch ihre Beziehungen zu den akademischen Fliegergruppen und zu den im Deutschen Modell- und Segelflugverband zusammengeschlossenen Vereinen erkennt man am besten aus der folgenden Statistik über die bisherigen Rhönwettbewerbe und die Segelflugerfolge in den verschiedenen Jahren.

Jahr	Zahl der gemeldeten Flugzeuge	Prozentsatz der zum Wettbewerb erschienenen Flugzeuge	Flugleistungen (auch außerhalb des Wettbewerbes)
		vH	
1920	25	48	Klemperer: 1830 m Strecke 2 min $22^1/_2$ s Dauer
1921	46	72	Martens: 7,5 km Strecke, 15 min 40 s Dauer Harth: 21 min Dauer
1922	51	80	Hentzen: 3 h 10 min Dauer Martens: 9,5 km Strecke
1923	99	71	Botsch: 18,8 km Strecke
1924	78	71	Schulz: 8 h 42 min Dauer Martens: 19,5 km Strecke
1925	69	92	Nehring: 21 km Strecke Nehring: 24,4 km Strecke Schulz: 12 h 6 min 22 s Dauer
1926	53	96	Kegel: 55,2 km Strecke

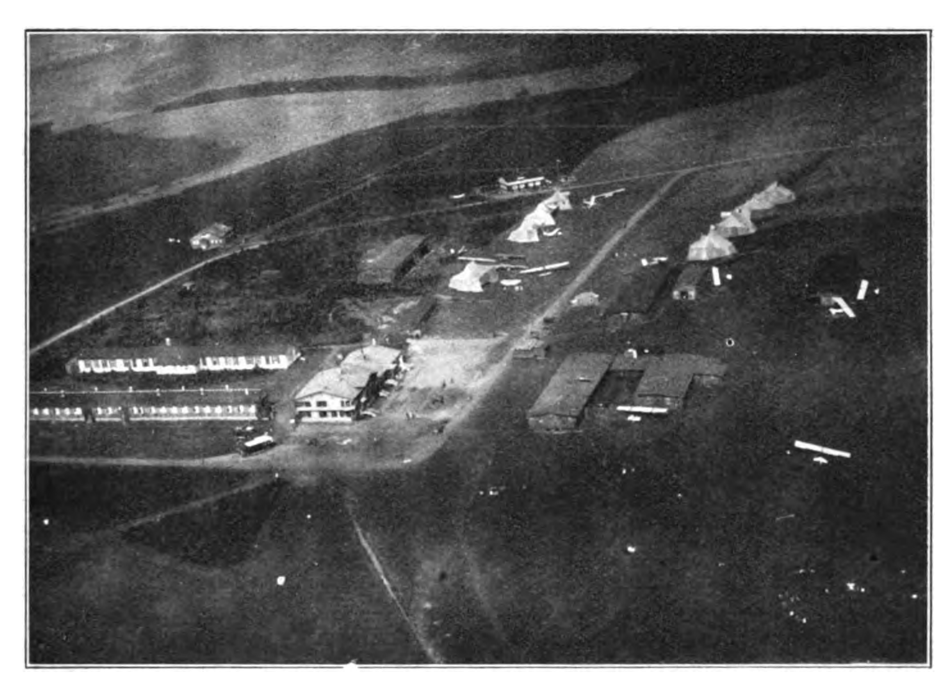


Abb. 1. Forschungsinstitut der Rhön-Rossittengesellschaft. (Mittelbau im Vordergrund.)

sich wohl das klarste Bild und sicherste Urteil von dem wirklichen Stand der Segelflugbewegung bilden konnte und zu der Erkenntnis gekommen ist, daß in der fliegerischen Betätigung der deutschen Jugend auf der Wasserkuppe auch im Falle des Ausbleibens von Sensationsrekorden ein Sinn liegt, hat sich glücklicherweise nicht zu diesem Schritt entschlossen, sondern ein Kompromiß gewählt zwischen dem Wunsche nach sportlicher Flugbetätigung und der Forderung nach technischem Fortschritt. Hierdurch ist das Gute der früheren Wettbewerbe erhalten geblieben und zweckmäßig im Sinne einer stetigen Weiterentwicklung, die nicht nur von den manchen Zufälligkeiten unterworfenen Flugleistungen abhängig ist, ausgebaut worden.

Daß bei ruhiger, sachlicher Beurteilung auch vor dem diesjährigen Wettbewerb kein eigentlicher Grund vorhanden gewesen ist, den Segelflug als erledigt zu betrachten, sondern daß ein gewisser Segelflugoptimismus gerechtfertigt war,

Die Flugleistungen zeigen hiernach seit 1920 eine ganz stetige, Jahr für Jahr fortschreitende Steigerung, ein Ergebnis, das rein sportlich betrachtet gebührende Würdigung verdient. Betrachtet man die Beteiligung an den Wettbewerben, so kann man gerade im Jahre 1925, das vielfach als Krisenjahr angesprochen wird, vom Beginn eines Gesundungsprozesses sprechen. Aus einem Vergleich der gemeldeten und zum Wettbewerb wirklich erschienenen Flugzeuge ersieht man, daß sich dieses Verhältnis von 1925 erheblich verbessert. 1926 sind nahezu alle gemeldeten Flugzeuge auch erschienen. Diese Tatsache beweist eine größere Festigkeit und energischeres Zielbewußtsein in den segelflugtreibenden Gruppen, den gefaßten Entschluß aktiver Flugbeteiligung auch wirklich zur Ausführung zu bringen. Wesentlich ungünstiger sind in dieser Hinsicht die Jahre 1923 und 1924. Beide leiden an den Nachwirkungen des sprunghaften Erfolges im Jahre 1922. Der Flug

von Hentzen weckte eine allgemeine Segelflugbegeisterung. Baupläne wurden in vielen Gruppen gefaßt, aber nur zum Teil in die Wirklichkeit umgesetzt. Das ungünstige Verhältnis der gemeldeten und zum Wettbewerb erschienenen Flugzeuge im Jahre 1923 zeigt dies deutlich. Auch die Bauausführung der am Wettbewerb teilnehmenden Flugzeuge ließ erheblich zu wünschen übrig. Mehr aber noch als im aktiven Segelflugsport ist man in der allgemeinen Beurteilung der Segelflugmöglichkeiten in den Jahren nach 1922 über das erreichbare Ziel hinausgegangen und hierdurch unvermeidlichen Enttäuschungen unterworfen worden. Für seinen Ausbau brauchte der Segelflug eine Stabilisierung, durch die seine Entwicklung auch außerhalb des unruhigen Getriebes eines Wettbewerbes gefördert werden konnte. Diese Gesundung setzte ein, als der Segelflug auf der Rhön und in Rossitten bodenständig wurde, mit dem Übergang von zeitlich begrenzten Segelflugveranstaltungen, ausschließlich in Form von Wettbewerben, zu dauernder Segelflugbetätigung in Segelflugschulen und in einem Institute, das die Erforschung der Segelflugmöglichkeiten zu seiner besonderen Aufgabe hat. Hierdurch war die Möglichkeit gegeben, die Heranbildung des Nachwuchses im Segelflug zu fördern, Zeit, Kraft und Geld zu sparen durch Beratung der Gruppen beim Bau von Flugzeugen, und dem Segelflug den Weg zu weisen, der auch ohne Berührung des noch fraglichen Problemes des dynamischen Segelfluges durch den statischen Segelflug Fortschritt verspricht. Die Ausschreibung des Rhönwettbewerbes 1926 suchte in ihrer einfachen Gestaltung diesen Richtlinien gerecht zu werden, und sie erwies ihre Wirksamkeit in dem Erfolg des diesjährigen Wettbewerbes.

Rein äußerlich betrachtet erscheinen zunächst die Änderungen der diesjährigen Ausschreibung geringfügig im Vergleich zu früheren Jahren. Daß der Termin des Wettbewerbes um etwa 8 Tage früher gelegt worden ist, war lediglich eine Konzession an das Wetter, die sich als belanglos erwies, da die wenigen Nebeltage während des Wettbewerbes gerade auf die Juliwoche fielen, das günstige Flugwetter im besonderen Maße aber erst um die Augustmitte einsetzte und die Veranlassung zu einer kurzen Verlängerung des Wettbewerbes gab. Wichtiger als die Verschiebung des Termins hat sich die Änderung der Dauer des Wettbewerbes erwiesen. Der sportliche Wettbewerb wurde ausschreibungsgemäß auf 14 Tage festgesetzt; gegenüber früheren Jahren bedeutet dies eine wesentliche Abkürzung. Diese Maßnahme hat bewirkt, daß die gemeldeten Flugzeuge mit überraschender Pünktlichkeit auf der Rhön eintrafen. Der Flugbetrieb setzte sofort zu Beginn des Wettbewerbes ein und zeigte einen schönen sportlichen Schwung, selbst bei den alterprobten Fliegern, die bekanntlich in früheren Jahren vielfach erst gegen Ende des Wettbewerbes in Erscheinung und in Tätigkeit getreten sind. Eine dritte Äußerlichkeit, welche die diesjährige Rhönausschreibung gegenüber früheren Jahren unterscheidet, ist die Höhe der Preissummen. Im Jahre 1925 betrug die Gesamtsumme der ausgesetzten Preise M. 43640, im Jahre 1924 M. 20000 für Segelflugzeuge + M. 18000 für Segelflugzeuge mit Hilfsmotor, insgesamt also M. 38000. Gegenüber diesen Zahlen wirkt die diesjährige Gesamtpreissumme von M. 13000 geradezu ärmlich. Diese erhebliche Herabsetzung der Preise war aus wirtschaftlichen Gründen geboten, um die Durchführung des Wettbewerbes überhaupt zu ermöglichen. Daß mit diesen Mitteln die Leistungen der früheren »reichen« Wettbewerbe so gewaltig überboten wurden, stellt in erster Linie unseren Fliegern das beste Zeugnis aus. Es beweist, daß wirkliche Flug- und Sportbegeisterung, die Liebe zur Rhön und zum Rhönwettbewerb tief in unseren Segelfliegern wurzeln. Der Geist der ersten Rhönjahre, in denen selbstlose Hingabe unserer Jugend an den Segelflugsport so schöne Beispiele persönlicher Entbehrungen im Interesse der Sache erzeugt hat, ist noch nicht geschwunden. Auf dieser Erkenntnis beruht auch in erster Linie und mit besonderem Rechte der Optimismus, den sich die Verfechter der Rhönwettbewerbe auch in der Zeit angeblicher Stagnation erhalten haben. Die trotz der Herabsetzung der Preise erzielten Erfolge dürfen nicht dazu benutzt werden, in Zukunft übermäßiges Sparen in der Festsetzung der Preise als das Richtige zu erachten. Das wäre ein schlechter Dienst an unseren Fliegern. Die Rhön-Rossitten-Gesellschaft und die ihr fördernd zur Seite stehenden Kreise mögen eingedenk sein, daß angemessene Geldpreise für die Segelfluggruppen eine Lebensnotwendigkeit sind. Nur durch sie wird ihnen der Bau neuer Flugzeuge, die Ausbildung von Führern und somit die Vorbereitung zu neuen Leistungen ermöglicht.



Abb. 2. Über dem Gipfel der Wasserkuppe am Tage des Gersfeldfluges.

Die Ausschreibung des Rhönwettbewerbes 1925 umfaßte für Jungflieger und Segelflieger 21 verschiedene, durch Preise zu bewertende Leistungen. Der Wettbewerb 1926 setzte sich aus insgesamt nur 7 Preisausschreibungen zusammen. Es ist der größte Fortschritt der diesjährigen

Rhönausschreibung, die Zersplitterung der Leistungen vermieden und sie auf wenige Forderungen konzentriert zu haben. Hierdurch wurde es möglich, dem Wettbewerb einheitliche Richtlinien für die erwünschten Leistungen zugrunde zu legen. Diese Richtlinien waren:

a) Für den Jungfliegerwettbewerb:

1. Förderung der Segelflugschulung und des sportlichen Eifers durch Bewertung der größten Gesamtflugdauer,
2. Förderung der fliegerischen Geschicklichkeit durch die Ausschreibung des Zielflugpreises,
3. Förderung zweckmäßigen Segelflugzeugbaues durch die Ausschreibung des Ermunterungspreises für Segelflugzeugbau.

b) Für den Segelfliegerwettbewerb:

1. Die Erkundung neuer Segelflugmöglichkeiten durch Ausschreibung des Fernsegelflugpreises,
2. der Nachweis verständnisvollster Überlegung und planmäßiger Durchführung eines Fluges durch die Ausschreibung des Milseburgpreises.

Sonderpreise standen zur Förderung junger, unerfahrener Gruppen im Jungfliegerwettbewerb und zur Hebung des sportlichen Charakters des Wettbewerbes, zur Vorbereitung für die geforderten Hauptflüge und zur Erprobung neuer Segelflugmöglichkeiten für den Segelfliegerwettbewerb zur Verfügung. Diese Tagesausschreibungen haben den Gesamtwettbewerb überaus belebt und gefördert.

Sieger im Jungfliegerwettbewerb ist die Fliegerschaft Marcho-Silesia von der Technischen Hochschule Breslau gewesen. Auf dem Flugzeug Fuchsmajor unter der Führung von Neumann und Voigtländer hat sie auf 32 Flügen die größte Gesamtflugdauer von 44 Minuten 8 Sekunden erzielt. An zweiter Stelle steht das Flugzeug Max, Bewerber Martens, Führer Hoffmann und Hoppe, mit 44 Minuten 1 Sekunde. Der Unterschied hinsichtlich der Gesamtflugdauer ist zwischen beiden Flugzeugen sehr gering. Ganz anders verhält es sich mit der Zahl der Flüge, durch die diese Flugdauer erreicht wurde. 32 Flügen des Fuchsmajor stehen nur 8 Flüge des Flugzeuges Max gegenüber. Es war ein durchaus ungleichartiger und keinesfalls erfreulicher Wettkampf, den das hochwertige Segelflugzeug Max gegen den Schuleindecker Fuchsmajor geführt hat. Wenn die von unermüdlichem Sportgeist erfüllte Marcho-Silesia durch harte Tagesarbeit, — an einem Tage führte sie 14 Flüge durch und legte dabei allein durch das ununterbrochene Heraufziehen des Flugzeuges einen Fußmarsch von mindestens 30 km zurück —, sich einen gewissen Vorsprung in der Gesamtflugdauer erkämpft hatte, dann setzte Martens seinen Max zu einem Flug nach Gersfeld ein und nahm so auf einem Fluge den Breslauern den Zeitgewinn von mindestens 5 Flügen. Es ist erfreulich, daß es den Marcho-Silesen schließlich doch noch gelungen ist, siegreich aus dem Wettkampf hervorzugehen. In Zukunft wird ein derartig ungleichartiger Kampf vermieden werden müssen. Das hochwertige Segelflugzeug Max gehört nicht in den Juniorenwettbewerb, dessen Hauptaufgabe die Schulung ist, ebenso sind Flieger, die ein so empfindliches Flugzeug nach Gersfeld fliegen können, über den Jungfliegerwettbewerb hinausgewachsen. In Zukunft wird man die Ausschreibung nach Führern und zugleich nach Flugzeugen klassifizieren müssen. Diese Klassifizierung wird sich leicht durchführen lassen, da die Vereinheitlichung in den Segelflugzeugtypen schon soweit fortgeschritten ist, daß man in eindeutiger Weise Schulflugzeuge, Übungsflugzeuge und Leistungsflugzeuge definieren kann. Die Rhönausschreibung 1926 förderte diese für die stetige Entwicklung des Segelfluges notwendige Vereinheitlichung durch den Bauermunterungspreis. Die vom Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft herausgebrachten Flugzeuge, das Schulsegelflugzeug »Zögling« und das Übungsflugzeug »Prüfling«, haben sich auch so bewährt, daß sie mit besonderer Vorliebe von den Gruppen gebaut werden und hierdurch in besonderem Maße die Zweckmäßigkeit im Segelflugzeugbau fördern.

Auf Einzelheiten des Jungflieger- und ebenso des Segelfliegerwettbewerbes soll hier nicht eingegangen werden. Sie sind aus anderen Berichten hinreichend bekannt. Die Fülle schöner sportlicher Ereignisse, die gerade der Segelfliegerwettbewerb gebracht hat, sind auch weniger eine Sache des Schilderns als des Erlebens. Die Hauptflüge sollen hier im wesentlichen nach ihrer Bedeutung für den Fortschritt des Segelfluges gewürdigt werden. Drei Tatsachen sind es, welche den Wert des Rhönsegelflugwettbewerbes 1926 bestimmen und seine nachhaltige Wirkung sichern, und zwar die Unabhängigkeit der diesjährigen Flüge vom Wetter, die einzigartige, geradezu wissenschaftliche Flugtechnik von Nehring auf dem Milseburgflug und die erstmalige Ausnutzung von Bewegungsenergie der freien Atmosphäre auf dem Streckenflug von Kegel.

In früheren Jahren sind unsere Segelflieger bei Regen selten am Start gewesen. F. Schulz machte in diesem Jahre den Anfang mit ausgesprochenen Schlechtwetterflügen. Seine Flüge im Regen und Hagel fanden Nachahmung durch Laubenthal von der akademischen Fliegergruppe Darmstadt und Kegel. Zu einem späteren Termin wagte Nehring mit Reichenbach auf der Margarete bei Regen und Hagel einen längeren Wolkenflug. Man kann annehmen, daß diese Flüge die Unerschrockenheit der Flieger vor Wind und Wetter erheblich gestärkt und hierdurch den Gewitterflug von Kegel bis zu einem gewissen Grade vorbereitet haben. Von größerer Bedeutung für die Weiterentwicklung des Segelfluges dürften allerdings die Flüge von Nehring bei minimalen Windgeschwindigkeiten sein. 2 Flüge verdienen in dieser Hinsicht vor allem hervorgehoben zu werden. Am Spätnachmittag des 4. August segelte Nehring am Nordhang der Wasserkuppe bei Wind von 3 bis 4 m/s eine Stunde und erreichte eine Höhe von ca. 100 m. Noch bedeutsamer ist der Flug vom 6. August um 4½ Uhr nachmittags am Westhang, wo Nehring bei einem Wind von nur 1 bis 2 m/s 15 Minuten segelte und 85 m Höhe erreichte. Diese Flüge haben endlich einwandfrei den Segelflug im thermischen Aufwind gebracht. Es sind keine Zufallsflüge, sondern sie wurden in Hinblick auf die günstigen thermischen Verhältnisse an diesen Tagen mit der ausgesprochenen Absicht angesetzt, den thermischen Segelflug zu erschließen. Am 4. August war folgende Sonderausschreibung von der Sportleitung herausgegeben worden: »Der heutige Tag ist günstig zur Erprobung thermischer Aufwindverhältnisse. Es wird deshalb ein Preis in Höhe von M. 100 für die größte Flugdauer, mindestens aber 10 Minuten, ausgesetzt«. Nehring hat das Verdienst, die bei vielen Fliegern bei schwachen Winden wegen der Mühe des Transportes vorhandene Furcht vor dem Talflug überwunden und dem Segelflug so neue Wege gewiesen zu haben. Verfasser möchte nicht verfehlen, Nehring an dieser Stelle noch besonders zu danken, daß er so bereitwillig auf die Anregungen eingegangen ist und der Segelflugwissenschaft hierdurch einen großen Dienst geleistet hat.

Ein wissenschaftlicher Flug ist letzten Endes auch der Milseburgflug von Nehring. Seine Durchführung hat selbstverständlich größte fliegerische Geschicklichkeit zur Voraussetzung, aber diese allein hätte nicht genügt, den Rückweg von der Milseburg zur Wasserkuppe zu finden. Dieser Rückflug war in der Art seiner überlegten Durchführung eine prächtige Verknüpfung praktischer Flugerfahrung und wissenschaftlicher Segelflugerkenntnis. Am besten kann man dies aus der Darstellung des Milseburgfluges in Abb. 3 erkennen.

Nehring startete bei WSW-Wind von 6 m/s. Anfangs erreichte er am Westhang ca. 180 m Höhe, gelangte aber unter einer aufziehenden Wolke auf 320 m Höhe und ging nunmehr zum Milseburgflug über. In direktem Fluge erreichte er die Milseburg, allerdings bereits mit nicht unerheblichem Höhenverlust. Nach Überquerung des Zieles

strebte Nehring für den Rückflug die der Milseburg westlich vorgelagerten Berghänge zu erreichen, um in deren Aufwindgebiet den bisherigen Höhenverlust auszugleichen. Der Versuch mißlang. In der Mulde zwischen Milseburg

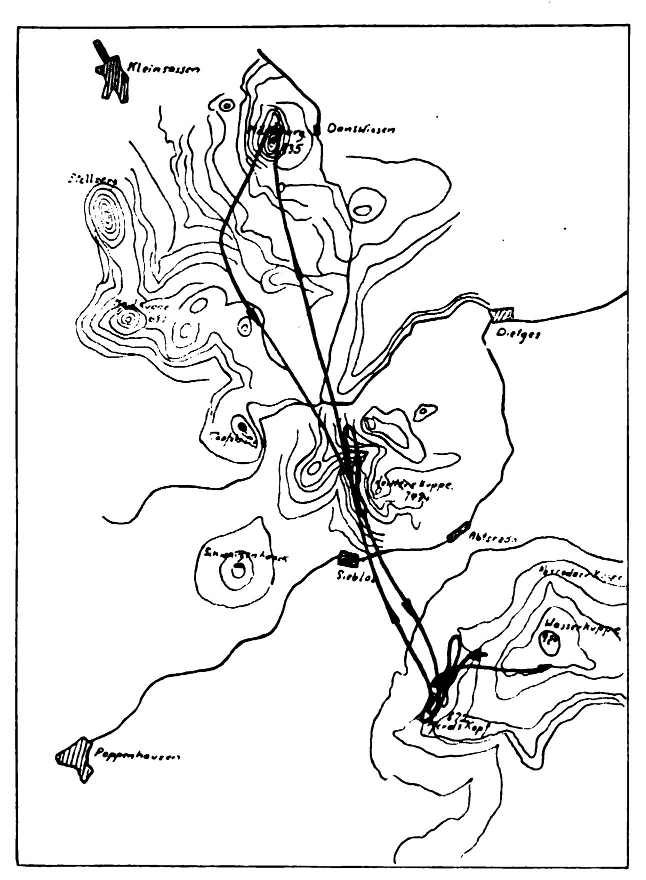


Abb. 3. Flugweg Nehrings auf dem Milseburgflug.

und dem Stellberg bzw. der Maulkuppe nahm der Höhenverlust zu, so daß die weitere Durchführung des Fluges gefährdet schien. Nehring flog nun den Weiherskopf an und suchte sich hier mit glänzender Überlegung einen Hang oberhalb einer Talschlucht aus, in welcher der Wind wie in einem Kanal nach oben gedrängt wurde. Hier vermochte Nehring wieder merkliche Höhe zu gewinnen. Er machte daraufhin sofort kehrt, flog die gleiche Stelle nochmals an und vermehrte auf diese geschickte Weise seinen Höhengewinn. Nunmehr konnte Nehring den Versuch wagen, das Tal von Sieblos, die kritischste Stelle des ganzen Fluges, zu überfliegen und an den Westhang der Wasserkuppe vorzustoßen. Er erreichte diesen ca. 120 m unter der Startstelle. Da der Wind inzwischen auf SW gedreht und an Stärke nachgelassen hatte, war die Lage am Westhang sehr ungünstig. Die Versuche, die Nehring durchführte, um seine erforderliche Höhe wieder zu erreichen, gehören zu den spannendsten Flügen, die am Westhang bisher ausgeführt wurden. Schließlich flog Nehring, wieder mit überaus feinfühligem Verständnis für das günstigste Aufwindgebiet, einen steilen Hangvorsprung unterhalb des Lößlsteines an, der senkrecht von dem Winde getroffen wurde. Hierdurch konnte er seinen Flug zum Siege führen. In zweimaligem Anflug dieser günstigen Stelle erreichte er genügend Höhe, um sicher ca. 100 m von seiner Startstelle entfernt auf dem Wasserkuppenplateau zu landen. Die Bedeutung dieses Fluges sieht der Verfasser darin, daß er den wahren Sinn eines Streckensegelfluges offen dargelegt hat, der darin besteht, daß der Flieger sein Ausgangsaufwindgebiet verläßt und sich neue Aufwindgebiete sucht, dabei es aber nicht dem Zufall überläßt, irgendwo günstige Segelbedingungen zu finden, sondern sich auf Grund der herrschenden Wind- und Geländeverhältnisse seinen Flugweg planmäßig vorschreibt. Allerdings war der Milseburgflug mehr noch als ein planmäßiger Streckenflug, er war ein Streckenzielflug, der durch den Zwang der Rückkehr zur Startstelle die freie Bewegungsmöglichkeit und örtliche Ungebundenheit des Segelfluges besonders deutlich zur Anschauung gebracht hat. Die Durchführung des Milseburgfluges ist letzten Endes der experimentelle Nachweis theoretischer Überlegungen, und man kann aus ihr die Überzeugung gewinnen, daß aus der Zusammenarbeit von Theorie und Praxis, wie sie jetzt auf der Rhön gepflegt wird, für den Segelflug künftig weitere Erfolge erwachsen werden.

Von ganz anderer Art als der Milseburgflug von Nehring und die übrigen, bisher durchgeführten Streckenflüge ist der denkwürdige Flug von Max Kegel am 12. August nach Gompartshausen, 55,2 km von der Wasserkuppe entfernt. Es ist dies der erste Segelflug, der unabhängig vom Bodengelände, allein durch dynamische Aufwinderzeugung in der freien Atmosphäre ermöglicht worden ist. Der Flug war ein reiner statischer Segelflug, lediglich der aufsteigende Luftstrom wurde dynamisch durch die Bewegung kalter und warmer Luftmassen erzeugt. Die Bewegungsvorgänge der Luft in einer Gewitterfront, wie sie Kegel auf seinem Fluge ausgenutzt hat, sind von W. Schmidt in Wien experimentell aufgeklärt worden und in der Meteorologie eine schon lange bekannte Erscheinung. Bei einem Frontgewitter handelt es sich gewöhnlich um einen Einbruch kalter Luft in warme. Nach den Untersuchungen von W. Schmidt erfolgt das Vordringen der Kaltluftmasse in Form eines Kopfes, wie ihn Abb. 4 zeigt.

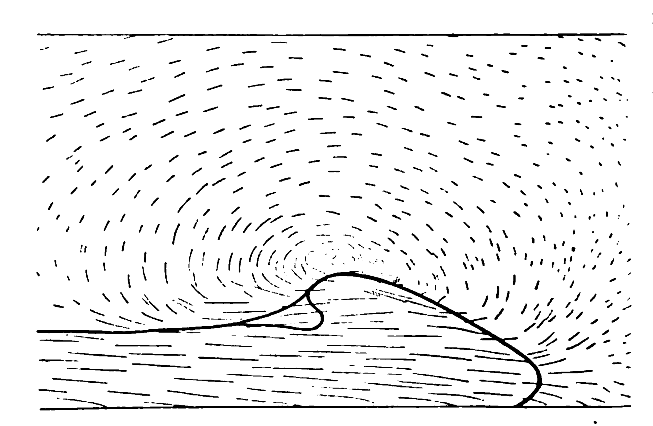


Abb. 4. Bewegung der Luft beim Einbruch kälterer Luftmassen in wärmere nach einer experimentellen Darstellung von W. Schmidt.

Die Kopfform ist eine Stauerscheinung der nachdrängenden kalten Luft. Die warme Luft wird vor dem Kopf gewaltsam emporgehoben. Die gewaltsame Hebung der Luft erklärt die Böenwolke (Abb. 5), die als Böenwalze den Einsatz der Gewitterfront bildet. Hat der höchste Punkt des



Abb. 5. Böenwolke am Kopf einer einbrechenden Kaltluftmasse.

Böenkopfes den Beobachtungsort überschritten, so tritt absteigende Luftbewegung ein. Aus Abb. 4 ist dieser charakteristische Verlauf bei Vorübergang einer Böe deutlich zu erkennen.

Die Kurvenelemente der Figur stellen die Bewegung der Luftteilchen in der Böe dar. Ihre Länge entspricht der herrschenden Windgeschwindigkeit. Man sieht, daß vor dem Böenkopf die Luftteilchen nahezu senkrecht aufsteigen, und zwar mit einer Geschwindigkeit, die ein Fünftel bis ein Siebtel der maximalen Horizontalbewegung in der Böe entspricht. Beträgt beispielsweise die Horizontalgeschwindigkeit in der Böe 20 m/s, so kann man vor dem Böenkopf aufsteigende Bewegung von 3 bis 4 m/s annehmen. Noch größer ist die absteigende Bewegung auf der Rückseite der Böe; sie beträgt ein Drittel bis ein Viertel der maximalen Horizontalgeschwindigkeit. Die Erklärung des Fluges von Kegel ist nach dieser Darlegung einfach. Kegel, der sich vor dem aufziehenden Gewitter in 160 m über der Wasserkuppe befunden hat, wurde von dem aufsteigenden Luftstrom des Gewitterkopfes erfaßt und hochgerissen. Bis kurz vor Neustadt a. d. Saale befand er sich in der Böenwalze. Nähere Einzelheiten über diesen Wolkenflug sind nicht bekannt. Vor Neustadt überholte Kegel die Gewitterböe, d. h. er flog an der Vorderseite des Gewitters aus dem Wirbel heraus und entging so dem kräftigen Abwind auf der Rückseite der Böe, der nicht nur seinen Streckenflug erheblich abgekürzt hätte, sondern ihm auch sehr verhängnisvoll hätte werden können. Aus der Darstellung der Abb. 6 sieht man, daß die Front des Gewitters, in dem Kegel seinen Flug durchgeführt hat, sehr ausgedehnt war. Sie erstreckte sich um 3 Uhr nachm.

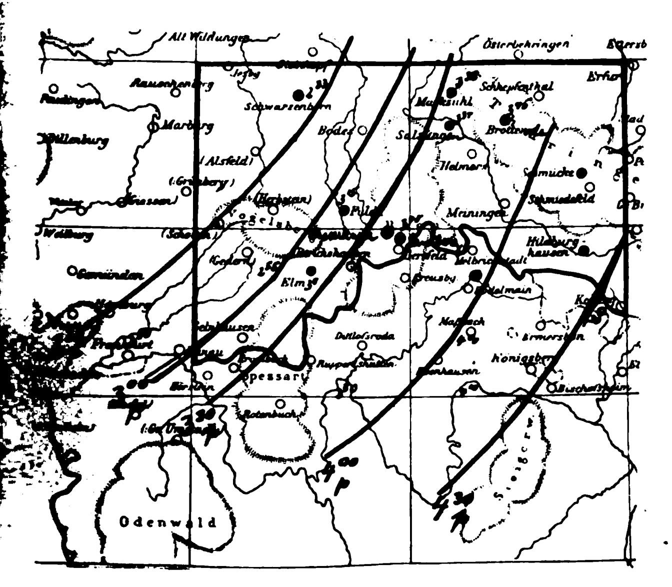


Abb. 6. Verlauf der Gewitterfront am Nachmittag des 12. August 1926.

von Hanau bis mindestens Eisenach. Bei einem derartigen Wirbel mit horizontaler Achse, wie ihn die Bewegung der Luft in einer Böe darstellt, übertrifft die Längenerstreckung demnach die Tiefe, die nur wenige Kilometer umfaßt, ganz erheblich.

Die Höhe, welche Kegel in dem Gewittersturm erreicht hat, steht nicht fest. Sie läßt sich nur abschätzen. Vom Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft ist durch Dr. Raethjen und cand. ing. Knott die Flugbahn

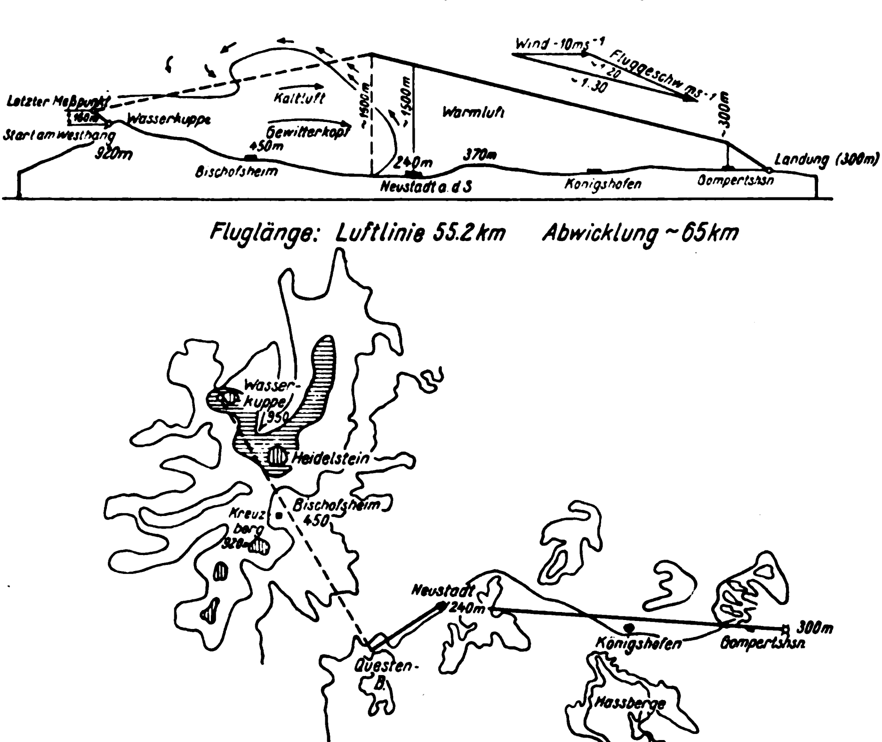


Abb. 7. Streckenflug von Max Kegel am 12. August 1926.

und die mutmaßliche Flughöhe von Kegel abgeleitet worden, s. Abb. 7.

Unter Zugrundelegung eines Gleitverhältnisses von 1:20 und Annahme einer Windgeschwindigkeit von 10 m/s errechnet sich eine Höhe von 1500 m über Neustadt a. d. Saale. Dieser Wert dürfte kaum zu hoch sein. Man kann die Höhe (H) des Böenkopfes aus der Temperatur- und der Luftdruckstufe berechnen, die beim Einbruch der Kaltluftmasse in den entsprechenden Registrierungen auftreten, und zwar ist:

$$H = 3000 \cdot \frac{d\,b}{d\,t}.$$

Im Falle des Gewitters vom 12. August betrug $db = 1$ mm, $dt = 4^0$ C. H ist somit $= 750$ m. Berücksichtigt man nun nach der Darstellung der Abb. 4, daß die Aufwindzone vor der Böe nahezu die doppelte Höhe des Böenkopfes erreicht, so kommt man zu einer Aufwindhöhe, die der errechneten Flughöhe von Kegel gleichkommt. Der Flug von Kegel wird nicht zur Nacheiferung anspornen dürfen. Gewitter sind gewaltsame Naturerscheinungen mit Bewegungsenergien, denen normalerweise das Flugzeug und die Geschicklichkeit des Fliegers, selbst im Motorflugzeug, nicht gewachsen sind. Trotzdem weist uns der Flug von Kegel neue Wege. In der Vorstandsratsitzung der WGL im Mai ds. Js. hat der Verfasser hervorgehoben, daß er es »für die wichtigste Aufgabe hält, unverzüglich an die Erforschung der Möglichkeit heranzugehen, in größerer Höhe zu segeln. Es wird kein dynamischer Segelflug sein, auch kein Segeln im thermischen Aufwind, sondern es wird ein Segelflug sein im aufsteigenden Zweig größerer Turbulenzwirbel, die durch die Reibung der Luftströmung an der Erdoberfläche entstehen und ein solches Ausmaß haben, daß sie einen längeren Segelflug ermöglichen«[1]). Die Gewitterböe, in der Kegel seinen Flug durchführte, war ein solcher Turbulenzwirbel, allerdings von anormaler Intensität. Bei einigermaßen lebhaften Winden treten aber

[1]) Vgl. ZFM 1926, S. 281.

gleichartige Wirbel von geringerer Heftigkeit und ohne Gewittererscheinungen auf, gekennzeichnet durch bestimmte Wolkenformen, die sog. Turbulenzkumuli, die ohne Gefahr zu ähnlichen Segelflügen ausgenutzt werden können, wie ihn Kegel durchgeführt hat. Dieser Segelflug macht uns frei vom Hang und führt uns auch ohne dynamischen Segelflug über die Ebene.

Der Rhönwettbewerb 1926 hat durch den Milseburgflug von Nehring und den Streckenflug von Kegel gezeigt, welche Erfahrung von den Strömungen der Luft der Segelflug dem Flieger vermittelt. Er lehrt ihn am besten, den Einfluß des Bodenreliefs auf die bewegte Atmosphäre abzuschätzen und erschließt ihm so die Kenntnis von der Brandungszone der Atmosphäre, deren Wirbel durch die Nähe des Bodens oft genug dem Luftverkehr gefährlich werden. Gerade für den Flieger im Luftverkehr sollte deshalb das Studium des Segelfluges eine wertvolle Ergänzung seiner Ausbildung sein.

Der erste Rhön-Versuchswettbewerb.

(Technische Prüfung neuartiger Flugzeuge und Flugzeugmodelle.)

Von W. Schlink, Darmstadt.

Unter dem Eindruck des vorjährigen Segelflug-Wettbewerbs wurde, wie in der Z.F.M. 1925, S. 449, ausgeführt, beschlossen, für den Sommer 1926 außer dem eigentlichen Flugwettbewerb noch einen »Versuchswettbewerb« auszuschreiben, um zu Neukonstruktionen anzuregen. Wir gingen dabei von dem Gedanken aus, daß eine ganze Reihe von Fragen mit Hilfe der Segelflugzeuge leichter und ungefährlicher geprüft werden könne als mit Motorflugzeugen. Da der Wettbewerb vor allem die Entwicklungsmöglichkeit im Auge behalten und augenblickliche Flugerfolge nicht einseitig bewerten sollte, wurde in der Ausschreibung keine Mindestforderung für die Flugleistung gestellt. Dem Wertungsausschuß mußte weitgehend freie Hand für die Zuerteilung von Prämien überlassen bleiben.

Zunächst erschien plangemäß eine Bemerkung in den Fachzeitschriften, wonach alle diejenigen, die glaubten, durch neue Gedanken und Ausführungen zur Entwicklung des Flugwesens beitragen zu können, aufgefordert wurden, entsprechende Unterlagen dem Forschungsausschuß der Rhön-Rositten-Gesellschaft einzureichen, der entscheiden sollte, ob der betreffende Entwurf als wertvoll anzusehen sei oder nicht. Daß daraufhin sehr viel Minderwertiges einlaufen würde, war vorauszusehen; es gingen im ganzen etwa 80 Beschreibungen und Entwürfe ein, von denen aber nur fünf sich als brauchbar erwiesen, während die anderen mehr oder weniger phantastische Pläne darstellten ohne richtige physikalische Grundlage.

Im Februar d. J. erfolgte dann die Ausschreibung für den Versuchswettbewerb, der die Bezeichnung »Technische Prüfung neuartiger Flugzeuge und Flugzeugmodelle« erhielt. Als Zweck dieser technischen Prüfung wurde die Förderung neuer Ideen bezeichnet, die geeignet erscheinen, eine Weiterentwicklung des Segelflugzeugs und seiner Auswirkung auf die Flugtechnik überhaupt zu ermöglichen; »die Veranstaltung soll ernsthafte Neuerungen fördern und die besten Leistungen auf diesem Gebiete durch Prämien unterstützen. Im Hinblick auf den Wert des Modellversuchs zur Erprobung technischer Neuerungen wird angestrebt, daß auch der Modellbau der flugtechnischen Forschung in möglichst weitem Maße dienstbar gemacht wird.«

Daß wir Modelle zu diesem wissenschaftlichen Wettbewerb zugelassen haben, geschah in der Überzeugung, daß eine ganze Reihe von wichtigen Aufgaben mit Hilfe von Modellen einwandfrei geprüft und manche Fragen in billigerer und einfacherer Weise geklärt werden können als mit dem fertigen Flugzeug. Allerdings durften diese Modelle keine Spielzeuge sein, sondern wir mußten eine Mindestgröße (3 m) vorschreiben und die Bedingung stellen, daß sie geeignete Meßapparate mitnehmen konnten.

Um gewisse Richtlinien anzugeben und zu zeigen, an welche Aufgaben von uns in erster Linie gedacht war, wurde in der Ausschreibung bemerkt, daß folgende Flugzeuge und Flugzeugmodelle zugelassen werden sollten:

I. Flugzeuge mit verstellbarem Flugwerk:
 A. Flugzeuge mit Anstellwinkelveränderung.
 B. » » Profilveränderung.
 C. » » Flächengrößenveränderung.

II. Besondere Flugzeugbauarten:
 A. Schwanzlose Flugzeuge.
 B. Flugzeuge mit Kopfsteuerung (Entenbauweise).
 C. » » Flügelspitzensteuerung.
 D. » » besonderen Vortriebsmitteln (besonders Hilfsflügeln).
 E. Flugzeuge mit rotierenden Flächen.
 F. Sonstige neuartige Flugzeuge.

Um nichtvorgebildete »Erfinder« und Konstrukteure abzuschrecken, wurde eine Erläuterung der durch die eingereichte Lösung beabsichtigten besonderen Wirkung mit theoretischer Bearbeitung verlangt und dabei ausdrücklich bemerkt, daß in letzterer nicht eine gefühlsmäßige Abschätzung der beabsichtigten Wirkungsweise genüge, sondern eine Berechnung den Gedankengang klarlegen müsse.

Erschienen waren von Flugzeugen: Eines der Gruppe I B (Akademische Fliegergruppe Darmstadt), zwei der Gruppen II C (Espenlaub mit besonderen Seitenrudern und »Zugvogel«, Hamburg, mit aufgesetzten Querrudern), II D (Bacher und Poralla) II F (Michael, Leipzig, und Schmerenbeck, Barmen); von Flugzeugmodellen: zwei der Gruppe II B (Möbius, Hanau, und Specht, Frankfurt) und eines der Gruppe II C (Hüttmann); ferner flogen außer Wettbewerb zwei Modelle vom Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft (Konstrukteur Lippisch): ein schwanzloses und ein Entenmodell.

Durch Prämien ausgezeichnet wurden die beiden erstgenannten Flugzeuge der Akademischen Fliegergruppe Darmstadt und Espenlaubs und die Modelle von Möbius und Hüttmann. Die Bewertung erfolgte nach Maßgabe der Konstruktion und Flugleistung, und zwar in der Weise, daß die Mitglieder des Wertungsausschusses einzeln für sich ein Urteil abgaben und dann das Endurteil in gemeinschaftlicher Besprechung gefällt wurde. Für die Abgabe der Einzelurteile bot die Grundlage, daß die theoretische Bearbeitung mit höchstens 10 Punkten gewertet werden sollte, die konstruktive Lösung mit 5 Punkten, die Bauausführung mit 5 und die Flugleistung mit 10 Punkten.

Über die einzelnen Apparate ist folgendes zu sagen, wobei von einer zu weit gehenden Kritik abgesehen werden möge.

Das Flugzeug »Hessen« der Darmstädter Gruppe war bereits vor zwei Jahren auf der Wasserkuppe erschienen, kam jedoch während des Wettbewerbs nicht zum Fluge, hat nur nach dem Wettbewerb einzelne gute Flüge zurückgelegt. Man wollte von vornherein einen Apparat mit veränderlicher Geschwindigkeit, also größerer Geschwindigkeitsspanne, als die gewöhnlichen Flugzeuge aufweisen, bauen. Dadurch sollte besonders beim Landen kleinere Geschwindigkeit herbeigeführt werden. Die Maschine sollte bei langsamer Geschwindigkeit eine recht kleine Sinkgeschwindigkeit besitzen, um auch geringen Aufwind ausnützen zu können, und naturgemäß bei den verschiedenen Geschwindigkeiten guten Gleitwinkel zeigen. Man kam zu einer Maschine mit veränderlichem Profil. Bei der Ausführung des Jahres 1924 war der Anstellwinkel etwas zu klein, der Flügel zu weich, die Verwindung ging sehr schwer und reichte scheinbar nicht völlig aus, das Höhenruder war nicht genügend geschützt. Deswegen wurde ein völliger Umbau vorgenommen, mit dem cand. mach. Löw betraut wurde, der sich nicht nur auf diese Mängel bezog, sondern auch einen anderen Mechanismus zur Erzeugung der Profilveränderung brachte. Das neue Flugzeug hatte ein Gewicht von 160 kg, einen Inhalt der Tragfläche von 13,2 m², bei einer Breite von 11 m und einer Tiefe von 1,2 m. Es kam der Darmstädter Gruppe hauptsächlich darauf an, eine sicher wirkende



und feste Konstruktion zu gewinnen, dagegen wurde nicht auf Erzielung einer Höchstleistung gesehen; die ganze Maschine wurde in erster Linie als Versuchsapparat betrachtet. Ein eingereichter, ausführlicher Bericht legt in ausgezeichneter Weise die theoretische und konstruktive Grundlage dar und gibt ein Bild davon, mit welchem Ernste und welcher Vertiefung die Gruppe an dem Problem gearbeitet hat. Die konstruktive Durchführung des Entwurfs kann als einwandfrei angesehen werden. Der Flügel wurde der Tiefe nach dreiteilig ausgeführt (Abb. 1): der vordere Teil bis zum Holm ist ein festes Stück für sich, ebenso der hintere Teil zwischen Hinterkante und Hilfsholm ein einheitliches festes Gebilde, während der mittlere Teil die Veränderung des Profils erlaubt. Die Ausbildung der Konstruktion geschah so, daß auf der Saugseite während der Verstellung keine Verlängerung und Verkürzung entstand und daß die Begrenzung, kontinuierlich verlief, abgesehen von den sich an einzelnen Stellen (vier auf die Flügellänge) ein wenig durchdrückenden Gelenken des Mechanismus; die Druckseite weist eine kleine Stufe von 1 mm auf infolge einer Verkleidung, die sich über den ganzen Flügel erstreckt. Außer der Profilverstellung ist noch besondere Betätigung der Quersteuerung möglich, indem eine zusätzliche Bewegung überlagert wird, die die Flügelenden verwindet.

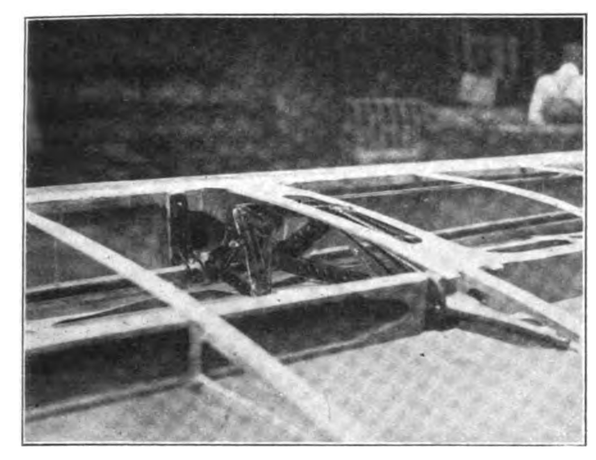


Abb. 1. Flugzeug »Hessen« der Akad. Fliegergruppe Darmstadt.

Das Profil konnte genau auf 430 und 432 der Göttinger Berichte eingestellt werden, außerdem mit großer Annäherung auf 429 und 431. Man kann also die Wölbung in recht erheblichem Maß verändern, und zwar auf Grund der Konstruktion in sieben verschiedenen Einstellungen. Die Abb. 2 bis 4 geben Aufnahmen (Stellung 1, 3, 6) von der fertigen Maschine wieder: ein Flügel wurde durchgeschnitten und sein Querschnitt bei den verschiedenen Profilstellungen photographiert. Für die praktische Verwendung der Profile war selbstverständlich darauf zu achten, daß jedes einen anderen günstigsten Anstellwinkel hat, so liegt dieser für Profil 430 bei 2 Grad (günstigste Gleitzahl gegenüber allen anderen Profilen) und für Profil 431 bei 4 Grad. Die Konstruktion zeigte mit Rücksicht hierauf eine Verkupplung zwischen Profileinstellung und Anstellwinkel, indem beide durch Verwendung eines Hebels eingestellt werden. Daß die bei der Profilveränderung auftretende Druckpunktwanderung berücksichtigt werden muß, braucht nicht besonders betont zu werden.

Folgende Zusammenstellung gibt einen Überblick über das durch die vorliegende Profilveränderung erreichte Ergebnis (in der Zahlentafel bedeutet ε den Gleitwinkel, v_s die Sinkgeschwindigkeit und v die Vorwärtsgeschwindigkeit).

Profil	ε_{max} bei v m/s		$_s v_{min}$ bei v m/s		bei 1/14 v_{max} m/s	bei 1/14 v_{min} m/s
429	1 : 14,6	17,3	1,03	15,3	20,7	15,0
430	1 : 15,7	15,5	0,915	14,2	20,3	13,0
431	1 : 15,6	16,8	0,895	13,25	18,8	12,6
432	1 : 14,8	14,4	0,905	13,00	15,0	12,9

Um ein klares Bild über die Änderung von v, v_s und ε zu gewinnen, hat die Gruppe auf Grund gewissenhafter Berechnungen sehr übersichtliche und interessante Kurven aufgezeichnet, die alles wesentliche erkennen lassen. Es zeigte sich beispielsweise, daß die zur Erreichung der geringsten Sinkgeschwindigkeit erforderliche Horizontalgeschwindigkeit um so kleiner sein muß, je gewölbter das Profil ist. Sehr interessant sind die »Wirkungsgradfelder« für v_s und ε. Die Profile 429 bis 432 wurden als Abszissen aufgetragen, die Geschwindigkeiten als Ordinaten. Auf den einzelnen Vertikalen wurden dann die v_s-Werte für die verschiedenen Geschwindigkeiten eingezeichnet und die Punkte gleicher v_s miteinander verbunden, ebenso diejenigen mit gleichem ε. Wenn auch in diesen Kurven manche Unsicherheiten enthalten sind, so gibt doch das Ganze ein sehr übersichtliches Bild.

Sehr nahe liegt die Nachprüfung der Frage, ob für Segelflugzeuge ein veränderliches Profil von großer Bedeutung ist. Gegenüber den von der Darmstädter Gruppe verwendeten Profilen zeigt sich, daß mit einem unveränderlichen Profil zwischen 430 und 431 fast das gleiche erreicht werden kann.

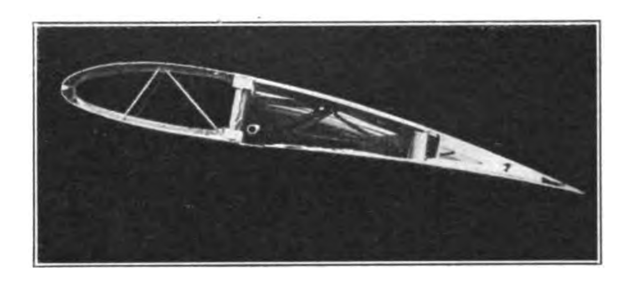


Abb. 2.

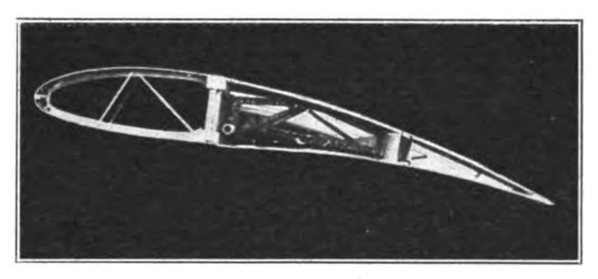


Abb. 3.

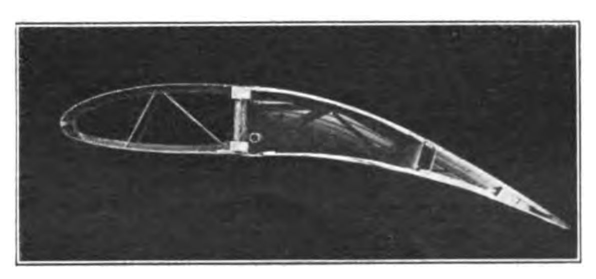


Abb. 4.

Abb. 2—4. Profile verschiedener Einstellung der »Hessen« und zwar Schaltung 1, 3 und 6. Abb. 2 stimmt angenähert mit 429 überein, Abb. 4 mit 432.

Nach den Kurven entstand bei der Hessen bei einer Sinkgeschwindigkeit von 0,95 m/s ein v_{max} von 15,3 m/s und ein v_{min} von 11,1 m/s, während beim Vergleichsflugzeug mit entsprechend festem Profil bei $v_s = 0{,}95$ m/s die Geschwindigkeitswerte 15,0 und 12,4 m/s auftreten. Andererseits erhielt man für beide Maschinen beim Gleitwinkel 1 : 14 ein gleichgroßes v_{min} von 12,6 m/s und ein v_{max} von 20,7 m/s für die Hessen gegenüber 19,8 m/s für das Vergleichsflug-

zeug. Ob bei diesen geringen Unterschieden die Schwierigkeiten der Konstruktion und der Gewichtsvermehrung aufzuwenden sind, erscheint zweifelhaft. Allerdings muß ausdrücklich betont werden, daß sich doch wohl ineinander überführbare Profile finden lassen, die entschieden günstigere Ergebnisse liefern, und daß andererseits für Motorflugzeuge die Verhältnisse ganz anders liegen, daß dort veränderliche Profile erhöhte Bedeutung haben. Leider führte die »Hessen« nur wenige Flüge aus, sie kam durch äußere Ursache zu Bruch. Immerhin konnte man bei diesen Flügen feststellen, daß die Maschine mit erheblicher Geschwindigkeitsspanne flog und daß beim Landen die Geschwindigkeit wesentlich vermindert wurde, so daß sich das Flugzeug auffallend ruhig auf den Boden setzte. Die gestellte Aufgabe ist also mit der »Hessen« gelöst worden. Daß manches hätte besser gemacht werden können, z. B. die Ausbildung des Mechanismus zur Profilverstellung, wohl auch die Verwindung, ist zuzugeben.

Da wir an der Weiterentwicklung der Frage des veränderlichen Profils großes Interesse haben, wurde der Fliegergruppe dringend nahegelegt, auf Grund der seitherigen Erfahrungen eine neue Maschine zu bauen und dabei alle während des Entwurfs, des Baus und der Flüge aufgetretenen Erkenntnisse und Anregungen zu verwenden.

Espenlaub hat, um einen guten Gleitwinkel zu erreichen, seiner Maschine eine Spannweite von 23 m gegeben, also ganz gewaltige Ausmaße, wenn man berücksichtigt, daß die seither weitgespannteste Maschine, der Darmstädter »Konsul«, nur 19 m aufwies. Die Flächentiefe beträgt 1,20 m, also das Seitenverhältnis 1:19. Da der Entwurf in mancher Beziehung aerodynamisch nicht gut durchgebildet war, blieb allerdings der Gleitwinkel hinter dem erwarteten Maß zurück. Das Flugzeug war sehr fest gebaut, zeigte in den Flügeln verhältnismäßig geringe Durchbiegung, aber auch eine sehr kleine Schwingungszahl (72 in der Minute), wodurch Resonanzgefahr vorliegt. Bei normalem Seitensteuer hätte entweder ein sehr langer Rumpf gewählt oder ein entsprechend großes Seitenruder angewandt werden müssen, wodurch ein starkes Torsionsmoment entstanden wäre. Deshalb ordnete Espenlaub an den Flügelenden je ein Ruder an, die auf der Oberseite des Flügels angebracht und nach Art von Seitenrudern unabhängig voneinander drehbar waren. Hierdurch hatte man zugleich die Möglichkeit, mit einer geringen Höhe des Seitenruders auszukommen, weil die hemmende Wirkung bei stärkerem Ausschlag infolge des größeren Hebelarmes größer ist. Die stark dämpfende Wirkung auf der Seite der ausgedrehten Klappe trat während des letzten großen Fluges klar hervor. Eine Berechnung zeigte, daß unter Zugrundelegung derselben Rudergröße und derselben Geschwindigkeit die Flügelendsteuerung bei einem Ausschlag von 10 Grad an ein größeres Steuermoment ergibt als das normale Seitenruder. Als günstige Nebenwirkung bei dieser Anordnung sei noch erwähnt, daß das eine Ruder dem Abrutschen entgegenarbeitet. Der Gedanke, in dieser Weise die Seitensteuerung zu betätigen, ist nicht neu, aber bei einem großen Flugzeug hier zum erstenmal ausgeführt und dadurch hat sich Espenlaub Verdienste erworben. Solange er nur kleine Ausschläge gab, trat die erwartete Seitendrehung nicht ein; darauf verschränkte er die Ruderflächen etwas gegeneinander und gab größeren Ausschlag, und nun zeigte die Maschine gute Wendigkeit.

Der »Zugvogel« mit 10 m Spannweite wies Querruder über den Flügelenden auf, drehbar um eine horizontale Achse; ihre Größe betrug 2,4 auf 0,3 m und ihre Oberkante lag um 0,3 m über der Oberseite der Flügel. Daß in dieser Anordnung gewisse Vorteile liegen, daß insbesondere in manchen Fluglagen die Wirkung dieser Querruder günstiger ist, muß zugegeben werden; andererseits wird die Konstruktion umständlicher und der Widerstand der gesamten Anordnung größer. Ein neuer Gedanke liegt nicht darin, und das Flugzeug konnte im Fluge nicht erprobt werden.

Die Flugzeuge von Bacher und Poralla hatten den gemeinschaftlichen Gedanken, Vortrieb und Auftrieb durch Flügel zu erzeugen, die um einen Punkt drehbar angeordnet waren, so daß die Holme einen Kegel mit annähernd horizontaler Achse beschrieben. Zum Fliegen kamen, wie erwartet, beide Flugzeuge nicht. Bei Bacher war die ganze Anordnung so, daß an den Rumpf beiderseits ein Mittelstück von der Gesamtlänge 4,48 m befestigt war, an dessen Enden sich unter Verwendung einer kardangelenkartigen Verbindung die Drehflügel von 3,38 m Länge anschlossen (Abb. 5).



Abb. 5. Flugzeug von Bacher.

Die kastenförmigen Holme der Drehflügel waren im Holme des Mittelstücks bis in die Nähe der Rumpflängsachse durchgeführt und griffen dort mit besonders geformten Zapfen ihrer Endkappen in die Kurbel des Kettenradtriebs ein, der vom Führer durch Fußtritt betätigt wurde. Günstig ist, daß die Lagerung der Drehflügel in der Nähe ihres Schwerpunkts vorgenommen ist. In Einzelheiten zeigte die Konstruktion manches Erfreuliche.

Poralla dagegen hatte zwei Tragflügel hintereinander angeordnet, zwischen denen links und rechts je ein Längsträger lief, der den Lagerpunkt für den Drehflügel darbot (Abb. 6). Jeder Drehflügel beschreibt hier einen Doppelkegel. Die Flügel selbst sollten während der Umdrehung ihren Anstellwinkel verändern, um möglichst viel Auftrieb zu erzeugen.

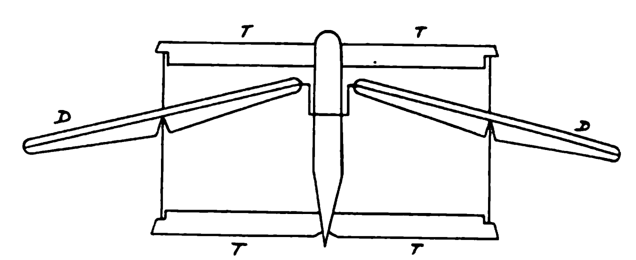


Abb. 6. Flugzeug von Poralla. T = Tragflächen, D = Drehflügel.

Im fertigen Zustand lag die Konstruktion nicht vor, es fehlten gerade die Drehflügel. Vom statischen Gesichtspunkt aus ist die vorliegende Ausführung als unzweckmäßig zu bezeichnen, da in einzelnen Teilen gewaltige Beanspruchungen auftreten. Über die aerodynamischen Wirkungen konnte nichts festgestellt werden, aber das darf man wohl sagen, daß diese Wirkungen sicherlich sehr hinter dem von Herrn Poralla Erwarteten zurückbleiben.

Daß durch rotierende Flächen, wie sie bei beiden Maschinen verwendet wurden, Vortrieb und Auftrieb erzeugt werden kann, ist sicher; denn schon Flügel, die einfach herauf und herunter bewegt werden, geben bei entsprechendem Winde bzw. bei Vorwärtsbewegung der Maschine einen Vortrieb, es ist kurz gesprochen ein umgekehrter Knoller-Betz-Effekt; ebenso können hin und her bewegte Flächen Auftrieb geben. Damit aber die Wirkung einigermaßen günstig wird, ist mancherlei zu beobachten. Vor allem dürfen die Drehflügel nicht zu steif gehalten sein, und außerdem ist eine Verdrehbarkeit sehr wichtig.

Bei der Bacherschen Konstruktion haben wir die Luftmenge festgestellt, die bei Aufwendung voller Menschenkraft in Bewegung gesetzt wurde: bei Windstille war der



bei einer Drehzahl von 60 Drehungen in der Minute nach hinten geworfene Luftstrom links und rechts rund je 1 m breit und 0,5 m hoch und zeigte eine mittlere Geschwindigkeit von 4 m/s, wies also für beide Flügel 4 m³/s auf. Das würde einer Leistung entsprechen von 4 kgm/s. Schätzungsweise hat Bacher eine Leistung von 20 kgm/s aufgewendet, so daß die Maschine einen Wirkungsgrad von 20 vH dargeboten hätte. Ein mit Menschenkraft getriebener Propeller dürfte doch wohl bessere Ergebnisse erzielen.

Der von Michael seiner Konstruktion zugrunde gelegte Gedanke, um einen Vortrieb zu erzielen, beruht auf falschen Voraussetzungen. Nach seiner Aussage sollte dieser Vortrieb dadurch erreicht werden, daß der tragende Teil des hinter dem Holm liegenden Flügelstücks nur am Obergurt des Holmes sitzt, im Gegensatz zur normalen Befestigung der Rippe am Ober- und Untergurt. Er sagte sich: bei der gewöhnlichen Rippe entstehen an der Befestigungsstelle am Unter- und Obergurt des Holms verschiedenartige Kräfte, Zug bzw. Druck; wenn man nun den unteren Teil fortläßt, bzw. das hintere Rippenstück nur am Obergurt des Holmes befestigt, so wirkt nur die obere Kraft, d. h. man erhält eine Wirkung nach vorne, also Vortrieb. Das Falsche dieser Überlegung ist einleuchtend. Die Steuerbetätigung wollte er durch einen Hebel erzielen, eine unzureichende Lösung, da er nicht gleichzeitig Seiten- und Höhensteuer unabhängig voneinander betätigen konnte.

Schmerenbeck will dadurch fliegen, daß der Führer seine Lage gegenüber dem Rumpf verändert und dadurch auch die Flügel eine andere Stellung zum Rumpf erhalten. Dieser Gedanke hat etwas für sich, jedoch stehen der Ausführung mancherlei Bedenken gegenüber. In der vorgeführten Maschine fehlte eigentlich die Durchführung des Gedankens.

Möbius, Hanau, führte ein Entenmodell vor mit 3,2 m Spannweite und einer Flächenbelastung von 4 kg/m². Die Kopffläche hatte eine Größe von 0,86 · 0,185 m², und ihre Hinterkante lag um 65 cm vor der Vorderkante der Haupttragfläche; sie war verstellbar, um die gewünschte Stabilität herbeiführen zu können, und auf dem Rumpf war sie ausklinkbar angebracht, um Schäden bei Stößen zu vermeiden. Im einzelnen war das Modell sehr erfreulich durchgeführt. Die Tragfläche wies V-Form und Pfeilform auf. Zunächst war eine Hinterflosse angebracht, die aber später als überflüssig fortgelassen wurde. An den Flügelenden, und zwar auf der Oberseite, waren zwei vertikal stehende Flächen etwas verschränkt aufgesetzt, die in sich verbogen werden konnten, um gute Seitenstabilität zu erzielen. Nach einigen Flügen wurde die Einstellung dieser Flächen so erreicht, daß ein wirklich stabiles System entstand, das ausgezeichnet flog. Möbius hat mit seinem Modell tatsächlich Unterlagen geschaffen, um ein flugfähiges Entenflugzeug ausführen zu können. Nach einer Reihe von Flügen wurde die Pfeilform herausgenommen, ohne daß die Vorderflosse verändert wurde, jedoch unter Vornahme einer Schwerpunktsverschiebung. Nach einer Verschiebung um 11 cm nach vorn erwies sich die Maschine wieder längsstabil. Die Seitenstabilität war zunächst wesentlich schlechter, und nur allmählich und durch wiederholtes Verbiegen der Seitenflächen wurde ein stabiles Fliegen erreicht. Die Flugart gegenüber der ersten Tragfläche war eine ganz andere: viel trägere Schwingungen und größere Ausschläge, während bei der Pfeilform das Modell sich nach kurzen Ausschlägen fing.

Das Entenmodell von Specht trat gegenüber demjenigen von Möbius ganz wesentlich zurück.

Besonders interessant war das Modell eines Schraubenflugzeugs von Hüttmann (Abb. 7). Gegenüber dem Drachenflugzeug weist das Schraubenflugzeug eine sehr geringe Sinkgeschwindigkeit bei schlechter Gleitzahl auf. Die Tragteile waren ein Längs- und ein Querträger von 3,06 und 3 m Länge. Auf ersterem waren zwei kleine Höhenflossen angebracht von je 0,13 m² und eine Seitenflosse von 0,14 m²; auf dem Querarm links und rechts vierflügelige Schrauben, deren Drehung gegenläufig erfolgte. Dadurch entstehen gegenüber dem Flugzeug von de la Cierva manche Vorteile, vor allem wird die Seitenstabilität wesentlich leichter und einfacher erreicht. Die Länge eines jeden Flügelarms betrug 0,62 m, die Tiefe 0,10 m, der Inhalt der beiden Drehebenen zusammen 2,86 m²; das Gesamtgewicht des Apparates

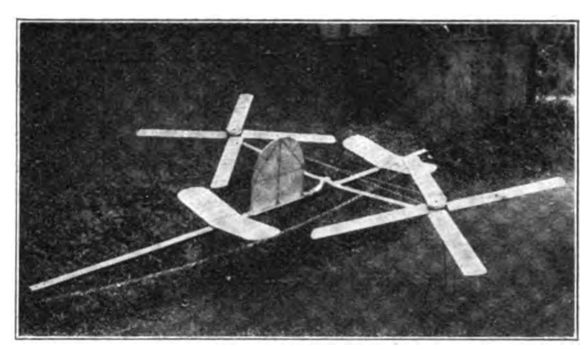


Abb. 7. Modell von Hüttmann.

3,65 kg. Die Drehachsen der Schrauben waren um 10 Grad nach hinten geneigt, die einzelnen Drehflügel wiesen Anstellwinkel von —5 Grad auf. Das Profil der Flügel war angenähert das Göttinger Profil 398. Von der zwangläufigen Verbindung der beiden Schrauben war einstweilen mit Rücksicht auf gewisse bauliche Schwierigkeiten abgesehen. Die durch die Vorwärtsbewegung bzw. den Wind in Drehung gesetzten Schrauben erzeugen Auftrieb und je nach Ausbildung der Flügel und ihrer Anstellwinkel entsprechenden Vortrieb. Der bei den Versuchen entstandene Auftrieb war so groß, daß der Apparat kaum gehalten werden konnte. Frei geflogen ist er in der Rhön nicht, weil bei dem bockigen Wind mit Sicherheit eine Zertrümmerung des Apparates auf dem Boden zu erwarten war, da die Längsstabilität noch nicht vollkommen erreicht war. Nach Angabe von Herrn Hüttmann war aber mit dem Modell einige Tage vor dem Wettbewerb eine sehr gute Schwebefähigkeit erzielt worden, und das Aufsetzen auf den Boden war ohne jede Erschütterung erfolgt. Bei weiteren Versuchen im Stand, die in der Rhön vorgenommen wurden, zeigte sich die Ausbildung der Schraubenachsen und der Flügel nicht genügend fest, so daß letztere infolge großer Deformationen auf den Querträger aufschlugen und zerbrachen. Da wir uns von diesem Modell sehr wertvolle Ergebnisse versprechen, werden die Versuche mit zweckmäßig gebauten Flügeln durch das Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft weitergeführt.

In den Tagen der technischen Prüfung wurden ausgedehnte Versuche unternommen mit Modellen des Forschungsinstituts, die von Herrn Lippisch konstruiert waren: einem schwanzlosen Eindecker und einer Ente. Beides waren vorzüglich ausgeführte, ausgesprochene Versuchsmodelle und boten die Möglichkeit, die verschiedensten Prüfungen vorzunehmen. Das schwanzlose Modell mit einer Spannweite von 4 m und einer Flächenbelastung von 8 kg/m² wies ziemlich starke V-Form und Pfeilgestalt auf. An den äußeren Flügelenden lagen die gewöhnlichen Verwindungsklappen, die gleichzeitig als Höhenruder dienten. Die Seitenruder waren ebenfalls an den Flügelenden untergebracht, unmittelbar unter den Flügeln in lotrechten Ebenen, im normalen Zustand nach hinten etwas auseinandergehend, verstellbar um eine vertikale Achse. Die Tragfläche war auf einem Rumpf befestigt, der nach vorne weit vorsprang, um erstere zu schützen. Irgendeine Schwanzfläche war nicht vorhanden. Während eines jeden Fluges waren die Seiten- und Verwindungsklappen fest, konnten aber naturgemäß vor den Flügen in die verschiedensten Stellungen gebracht werden. Durch entsprechende Einstellung konnte eine sehr gute Stabilität hergestellt werden und es ließen sich die mannigfaltigsten Fluglagen erzielen, wie Übersteuerung, Abrutschen, Schiebebewegung, ferner der Einfluß des Schwerpunktes der lotrechten Seitenflächen feststellen usw. Es wurde z. B. einmal kräftige Steuerung für die Linkskurve gegeben, das Flugzeug setzte in die Linkskurve ein, wurde dann aber rechts gedreht infolge des weit vorne liegenden

seitlichen Schwerpunkts (Rumpfseitenfläche). Bei diesen Versuchen erkannte man klar den Vorteil solcher Modelle, die genügend groß sind und verschiedene Steuerverstellbarkeiten aufweisen. Eine ganze Reihe von Fragen kann schon an ihnen geklärt werden, ohne daß man große Flugzeuge benötigt. Die seitlichen Klappen erwiesen sich als recht wertvoll, jedoch wären noch eingehende Versuche nötig, um die Steuerwirkung im einzelnen bzw. den Einfluß einer geänderten Anordnung festzustellen. Es wird z. B. mit Rücksicht auf die Strömung an den Flügelenden ein Unterschied in der Wirkung zu erwarten sein, je nachdem die Klappen auf der Ober- oder Unterseite der Flügel angebracht sind. Weiter wären zu prüfen die gegenseitige Beeinflussung der Flächen links und rechts, die zweckmäßigste Normallage usw. Jedenfalls erscheint es durchaus wünschenswert, daß die Frage nach den Flugeigenschaften und der Zweckmäßigkeit des schwanzlosen Flugzeugs weiter geprüft wird und demgemäß bestimmte Versuchsreihen an den Modellen vorgenommen werden.

Das Entenmodell des Forschungsinstitutes hat dieselbe Spannweite und Flächenbelastung, wie das schwanzlose Modell; auch die Seitenruder waren wie bei diesem angeordnet. Die Flüge zeigten, wie empfindlich die Entenform ist, wie sehr Kleinigkeiten die Stabilität beeinflussen.

Leider konnten mit keinem der erschienenen Flugzeuge oder Modelle die beabsichtigten Meßversuche ausgeführt werden, da die »Hessen« zu früh zu Bruch kam, bei der Espenlaubmaschine die Ausführung größerer Flüge sich zu sehr verzögerte und an den Modellen mehrere Tage hindurch mancherlei versucht und geändert wurde. Im ganzen genommen hatten wir für die »Technische Prüfung« eine größere Anzahl von wertvollen Maschinen erwartet, insbesondere seitens der akademischen Fliegergruppen, und erfuhren so eine gewisse Enttäuschung. Andererseits muß aber festgestellt werden, daß wir Mitglieder des Wertungsausschusses durch die vorgeführten Maschinen und Modelle und die sich daranknüpfenden wissenschaftlichen Unterhaltungen eine Menge von wertvollen Anregungen gewannen und daß wir deswegen mit Genugtuung auf diese Tage zurückblicken. Eine große Anzahl von »Erfindern«, die erst die Absicht hatten, ihre auf Grund der verschiedensten Gedanken gebauten Flugzeuge und Modelle vorzuführen, wurde durch die von uns auf ihre Eingabe um die Jahreswende geübte Kritik zurückgehalten.

Bezüglich der Ausschreibung selbst wäre zu sagen, daß die Zulassung von Flugzeugen **und** Modellen sich durchaus als zweckmäßig erwiesen hat, ebenso auch die vorgenommene Punktwertung. Dagegen dürfte nicht allgemein als maßgebende Grundlage der Flugwertung »die insgesamt aufgewandte Energie in Beziehung zu Fluggewicht und Flugstärke« angesehen werden; es gibt auch Flugzeuge, für die andere Eigenschaften viel wichtiger sind.

Daß auch für das nächste Jahr ein Versuchswettbewerb vorgesehen wird, erscheint nach den diesjährigen Erfahrungen durchaus geboten. Jedoch müssen die Bedingungen noch schärfer werden. Vor allem müßten alle Teilnehmer verpflichtet werden, schon vorher die nötigen Unterlagen für ihre Flugzeuge bzw. Modelle einzusenden, damit sie grundsätzlich beurteilt werden können und sie von der Rhön ferngehalten werden, wenn unrichtige Gedanken zugrunde liegen, bzw. die Konstrukteure zur Verbesserung aufgefordert werden können. Bei den Modellen müssen wir eine entsprechende Eigengeschwindigkeit verlangen und eine solche Bauweise, daß sie mindestens noch bei einem Winde von 8 m/s fliegen können, damit die erforderlichen Versuchsflüge tatsächlich ausgeführt werden können. Die Frage des Kennwerts muß bei den Modellen auch eine maßgebende Berücksichtigung erfahren. Zu erwägen wäre ferner, ob nicht frühzeitig **bestimmte** Aufgaben gestellt werden können, damit sich geeignete Fachleute an der Lösung beteiligen.

Besonderen Wert werden wir weiterhin auf genaue Flugvermessung legen. Mit den vom Forschungsinstitut nach Angabe von Dr. Raethjen getroffenen Meßvorrichtungen ist es möglich, vom Boden aus Vermessungen im Fluge vorzunehmen, die die Aufzeichnung der Polardiagramme von Flugzeugen und großen Modellen erlauben. Von welcher Bedeutung dies ist, braucht nicht besonders betont zu werden. Da einerseits eine ganze Reihe von für die Entwicklung des Flugwesens wichtigen Fragen mit geeigneten Modellen bzw. Segelflugzeugen geklärt werden kann und andererseits die Wasserkuppe den großen Vorzug bietet, daß bei den verschiedensten Windrichtungen und -stärken brauchbare Hänge zur Verfügung stehen, ist die Abhaltung der Technischen Prüfung neuartiger Flugzeuge und Modelle gerade in der Rhön ganz besonders angezeigt und die Einrichtung des dortigen Forschungsinstitutes auf das wärmste zu begrüßen. Mit verhältnismäßig geringen Mitteln kann da viel erreicht werden.

Flugeigenschaftsbestimmung durch kinematographische Flugvermessung.

Mitteilung aus dem Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft Wasserkuppe.

Von P. Raethjen und H. Knott.

I. Kinematographische Flugvermessung.

Von P. Raethjen.

Im vorigen Jahrgang dieser Zeitschrift[1]) habe ich eine Methode angegeben, nach welcher die Flugeigenschaften (Horizontalgeschwindigkeiten und zugehörige Sinkgeschwindigkeiten) des Darmstädter Segelflugzeugs Konsul aus der Vermessung eines gedrückten und abgefangenen Gleitfluges bei Windstille ermittelt wurden. Bei der Flugeigenschaftsbestimmung am Konsul war die Auswertung dadurch sehr erschwert, daß die Messung nach der von Herrn H. Koschmieder eingeführten Methode mit Theodolit und Entfernungsmesser nur maximal 4 Punkte in der Minute lieferte und vor allem dadurch, daß auch die zeitlichen und räumlichen Koordinaten dieser Punkte noch recht ungenau waren. Ich habe deshalb damals eine besondere Fehlerausgleichung einführen müssen und das Flugeigenschaftsdiagramm durch eine Art Probiermethode so lange verändert, bis es durch Integration die gemessene zeitliche und räumliche Flugbahn ergab. Immerhin zeigte dieser erste Versuch, daß eine genaue Flugbahnvermessung die Bestimmung des Polardiagramms aus einem Gleitfluge ermöglichen müsse. Es ist daher seither mein Bestreben gewesen, die genaue Flugvermessung auf kinematographischem Wege zu verwirklichen.

Diese Vermessung konnte zum ersten Male in Erscheinung treten beim Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1926. Das Resultat der Vermessung eines Gleitfluges der berühmten »Roemryke Berge« wird anschließend Herr Knott mitteilen. Hier sei nur vorgreifend erwähnt, daß ich bei der Vermessung die Absicht hatte, ein Polardiagramm der Luftkraftbeiwerte zu bestimmen in ähnlicher Weise, wie 1924 die Flugeigenschaften des Konsul bestimmt wurden. Da die auftretenden Beschleunigungen bei diesem Gleitfluge nur gering waren, nahm ich an, daß die Luftkraftbeiwerte des unbeschleunigten Fluges tatsächlich erfüllt seien. Die Auswertung zeigt aber, wie Herr Knott festgestellt hat, Abweichungen, welche einen deutlichen Hinweis auf den Einfluß der Beschleunigung enthalten. Das Resultat ist also eigentlich nicht ein Polardiagramm, sondern eine Abschätzung des Beschleunigungseinflusses geworden. Wenn das Resultat auch vorläufig nur als ein Hinweis zu betrachten ist, so ist es doch besonders wertvoll, weil gerade der Einfluß der Beschleunigungen das eigentliche Ziel kinematographischer Vermessungen sein sollte[2]). Selbst wenn dieser

[1]) ZFM 1925, S. 235.

[2]) Näheres hierüber habe ich beim Rhön-Segelflug 1926 in einem Vortrag »Beschleunigte Flugzeugbewegungen« mitgeteilt und bereits an die ZFM zur Veröffentlichung gegeben.



»Hinweis« sich als ein Irrtum herausstellen sollte, verursacht durch atmosphärische Luftströmungen, so bleibt die anschließend von Herrn Knott mitgeteilte Vermessung methodisch interessant als erster Schritt zur exakten kinematographischen Flugvermessung. Sie sei der Öffentlichkeit übergeben, auch um für die endgültige Durchbildung dieses Vermessungsverfahrens zu werben.

Zunächst beginne ich mit der Mitteilung von Meßgerät und Vermessungsmethode.

1. Vermessungsaufgabe und allgemeine Methode.

Aufgabe der Vermessung ist die räumliche und zeitliche Bestimmung der »Schwerpunktsbahn« des Flugzeuges. Als Vermessungsaufgabe ergibt sich also die Bestimmung der räumlichen und zeitlichen Koordinaten möglichst dicht liegender Punkte auf der Bewegungsbahn des Flugzeugschwerpunktes.

Derartige Punkte wurden früher, wie schon erwähnt, mit Theodolit und Entfernungsmesser eingemessen nach einem von H. Koschmieder eingeführten Verfahren. Die Hauptnachteile dieses Verfahrens waren die Ungenauigkeit und geringe Häufigkeit (ca. 3—4 pro min) der Meßpunkte. Vor allem war es unbefriedigend, daß das Anvisieren und Ablesen mit dem Auge, das Diktieren und Protokollführen mancherlei Gelegenheit zu Irrtümern geben konnte. Daher wurde das neue kinematographische Verfahren ausgebildet auf: 1. häufige Meßpunkte (bis 20 pro s), 2. durchweg objektives Meßverfahren. Zu diesem Zweck wurde das Flugzeug, die räumlichen Koordinaten und ein Uhrzeiger gleichzeitig photographiert.

Die Vermessung erfolgt von zwei festen Basispunkten am »Weltenseglerhang«, welche 200 m auseinander liegen, und kann von da aus Flüge von der Kuppe nach dem sogenannten »Zuckerfeld« oder nach der »Eube« erfassen. Daher ist die Aufnahmerichtung nahezu horizontal, was für die Auswertung der Flughöhe wesentliche Vorteile bietet. Die Basispunkte sind als Meßstände ausgebaut (Abb. 1) in folgender Weise:

Im Basispunkte selbst befindet sich ein Ertel-Kinostativ mit einem Kopf, welcher mittels zweier Kurbeln *K* geschwenkt und in der Höhenrichtung verändert werden kann. Auf diesen Stativkopf wird der Kinoapparat montiert, welcher dem Flugzeuge dauernd nachgedreht wird, indem man es im Gesichtsfeld eines Visierfernrohrs *V* behält.

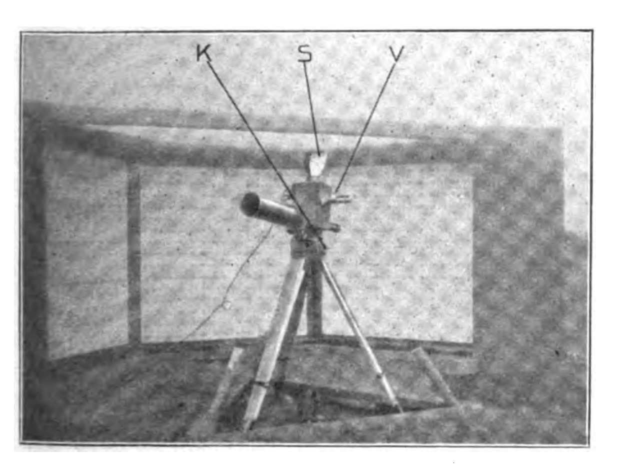


Abb. 1. Meßstand und Kinematograph.
K Richtkurbel, *S* Spiegel, *V* Visierfernrohr.

Kennt man die räumliche Orientierung der Aufnahmekamera im Aufnahmemoment, so kann man das Bild des Flugzeugs photogrammetrisch auswerten. Die Orientierung der Aufnahmekamera wurde daher ebenfalls auf dem Film festgehalten durch Photographie von erdfesten Bezugselementen gleichzeitig mit der Photographie des Flugzeugs. Als drittes Bild wurde ein Uhrzeiger gleichzeitig mitphotographiert, auf dessen Anordnung später näher eingegangen werden soll.

Die erdfesten Bezugselemente bestehen aus vertikalen Tafeln (Abb. 2) mit Koordinatenteilung. Diese Tafeln sind an jedem Basispunkt — je drei hinter dem Aufnahmekino — in ca. 2 m Abstand aufgestellt; sie stehen hinter dem Aufnahmeapparat, damit sie das Meßfeld vorne nicht verdecken. Es wird also aus entgegengesetzten Richtungen von vorne das Flugzeug photographiert und von hinten eine Koordinate der Bezugstafel, wie ein Ausschnitt aus

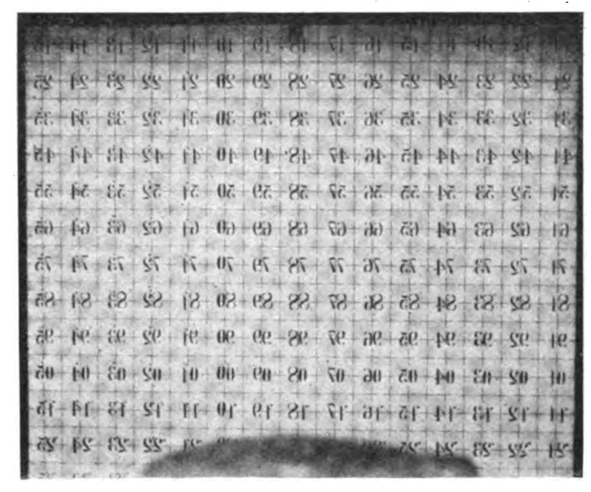


Abb. 2. Bezugstafel.

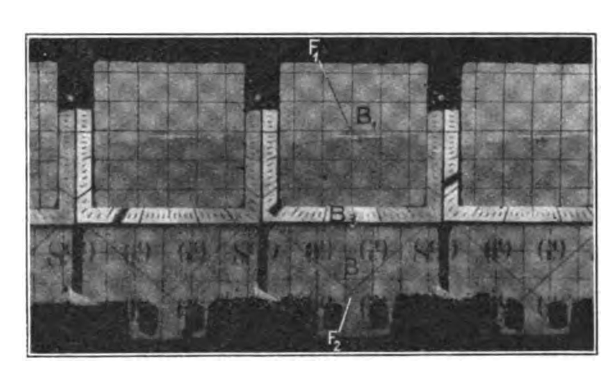


Abb. 3. Filmausschnitt.
B_1 Flugzeugbildfeld, B_2 Tafelbildfeld, B_3 Uhrbildfeld,
F_1, F_2 Fadenkreuze.

einer solchen Filmaufnahme zeigt (Abb. 3). Die Bezugstafeln bestehen im wesentlichen aus quadratischen Rahmen, von U-Eisen geschweißt, mit einem Feld 1,50 × 1,50 m. Das Feld ist unterteilt durch gespannte Eisendrähte, welche in Abständen von 5 cm horizontal und vertikal verlaufen. Die Drähte sitzen in Bohrungen, welche mit einer Bohrleere auf genau 5 cm Abstand gebohrt sind. Hinter diesem Koordinatengitter ist eine mit weißem Flugzeugspannungsstoff bespannte Tafel angeordnet, welche die einzelnen Quadrate durch Ziffern unterscheidet. Die Ziffern sind in Spiegelschrift geschrieben, weil bei der Auswertung das Spiegelbild erscheint. Um Verwechslungen der Drähte selbst mit ihren Schatten zu vermeiden, sind die Drähte durch weißen Anstrich unterbrochen, so daß sie auf dem Bild (Abb. 2) als ausgerichtete Kreuze erscheinen. Die Tafeln sind bei Windstille mittels eines Lotes so einjustiert, daß die Vertikaldrähte genau lotrecht stehen. Die Horizontaldrähte müßten dann genau wagerecht stehen, doch zeigten sich kleine Abweichungen, welche teils darauf zurückzuführen sind, daß die Rahmen sich beim Transport verzogen haben, teils auch auf Ungenauigkeit bei der Bohrung der Rahmen.

Die Vertikaldrähte sind die Bezugselemente für die Horizontalschwenkung der Aufnahmekamera, und die Horizontaldrähte sind die Bezugselemente für die Höhenrichtung der Kamera. Die Vertikaldrähte sind also die

Grundrißkoordinaten für die Vermessung, die Horizontaldrähte sind die Höhenkoordinaten.

2. Der Kinematograph.

Als Aufnahmekinematograph wurde ein Gerät verwandt, welches zum Teil aus einem normalen Kino-Aufnahmeapparat besteht, wie er von Filmoperateuren ver-

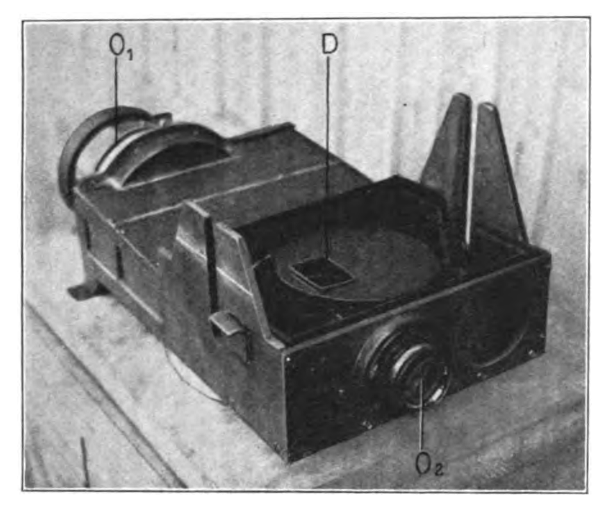


Abb. 4. Meßbildkamera.
O_1, O_2 Objektive, D Drehblende.

wandt wird, teils in der Werkstätte des Instituts für wissenschaftliche Photographie, Frankfurt a. M., teils im Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft auf der Wasserkuppe erbaut ist.

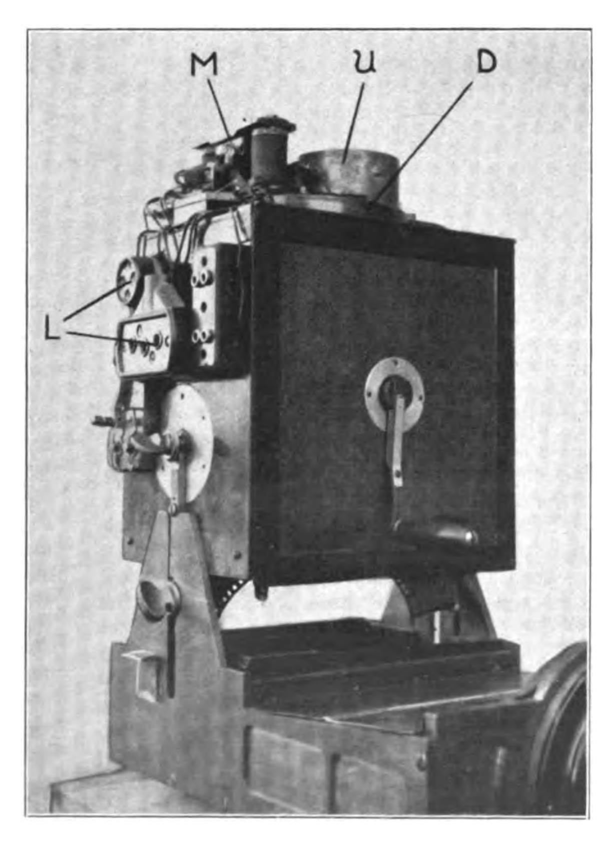


Abb. 5. Filmförderapparat.
L Leitungsanschlüsse, M Synchronmotor, U Synchronuhr, D Drehblende zur Uhrphotographie.

Die Aufgabe, zwei Bilder aus entgegengesetzten Richtungen auf den gleichen Film zu bringen, ist gelöst durch Spiegelung an Totalreflexionsprismen. Der schematische Strahlengang ist von mir bereits beim Rhön-Segelflugwettbewerb 1926 im Rahmen der flugtechnischen Vorträge mitgeteilt und als Anhang meines Vortrages »Beschleunigte Flugzeugbewegungen« an die ZFM zur Veröffentlichung gegeben worden. Derselbe wird wohl demnächst erscheinen. Es sei hier auf den Anhang »Kinematographische Flugvermessung« hingewiesen, da in diesem Anhang das Wesentliche des kinematographischen Doppelanschnitts im Zusammenhang mit den Vermessungsaufgaben beschleunigter Flugzeugbewegungen kurz dargestellt ist. Siehe auch Abb. 7. Die technische Aufgabe war dadurch erschwert, daß weder Zeit noch Mittel zur Verfügung standen für den vollständigen Neubau eines Meßkinematographen. Daher wurde ein normales Aufnahmegerät verwandt und den speziellen Aufgaben durch Umbau angepaßt. Der Aufnahmeapparat zerfällt dadurch in zwei Teile: 1. die eigentliche Meßbildkamera, welche die Meßbildobjektive, die beiden Spiegelprismen und die Drehblende trägt (Abb. 4), 2. den Filmförderungsapparat (Abb. 5 und 6), welcher zum

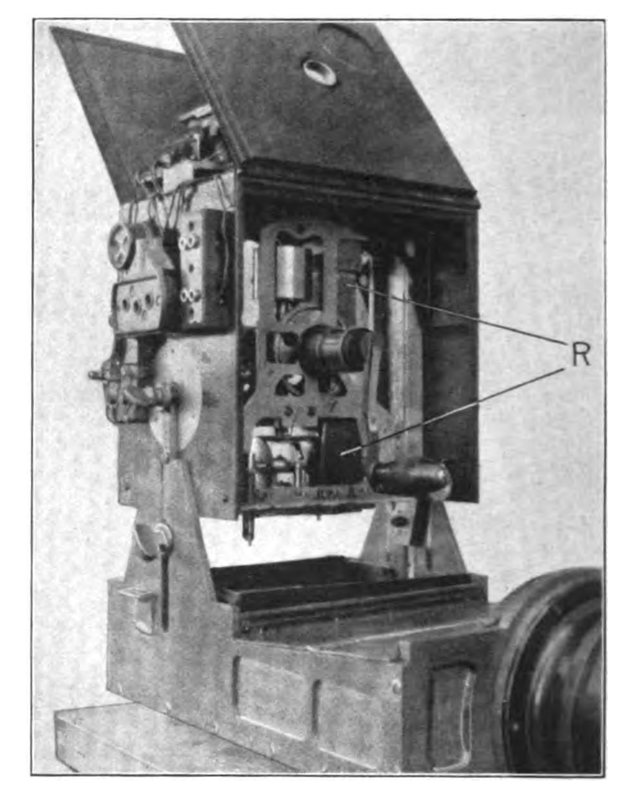


Abb. 6. Filmförderapparat, aufgeklappt.
R Rohr, welches das Objektiv O_2 enthält.

größten Teil ungeändert aus dem Normalapparat besteht und außerdem noch die Vorrichtung zur Uhrphotographie (Abb. 10) trägt.

Die beiden Teile müssen zum Filmeinlegen auseinander genommen werden, können aber durch vier Flügelmuttern und starke Führungen immer wieder in gleicher gegenseitiger Lage zusammengesetzt und befestigt werden.

Die Hauptschwierigkeit bei der Anordnung der Spiegelprismen liegt in dem Umstand, daß die einzelnen Bildfelder B_1 B_2 kleiner sind als die Objektivöffnungen (Abb. 7). Daher kann die volle Objektivöffnung an der Grenze zwischen den beiden Bildfeldern nicht zur Geltung kommen. Um diesen Mangel nach Möglichkeit auszuschalten, wurden die optischen Achsen A_1' A_2' so gelegt, daß sie nicht in die Mitte der Bildfelder, sondern an den Rand fallen. Da auch dann die Abbildungen sich noch gegenseitig überdecken, wurden vor beide Objektive lange Blendrohre gesetzt und zwischen die Bildfelder B_1 B_2 eine Scheidewand, welche allerdings vor dem Prisma für die Drehblende noch freien Platz lassen mußte. Die Scheidewand S verdeckt natürlich einen Streifen des Films. Daher wurde auf diesen Streifen B_3 (Abb. 3) von der Rückseite her das Zifferblatt Z (Abb. 7) für die Uhr-

photographie projiziert, welches sich außerdem in U-Form um das Bildfeld B_1 herumzieht (Abb. 3).

Die beiden Fadenkreuze $F_1 F_2$ (Abb. 3) müßten, wenn der Drehpunkt des Aufnahmegeräts (Stativkopfes) auf der optischen Achse A_2 läge, in die optischen Achsen $A_1' A_2'$ justiert werden, oder mindestens auf den dementsprechenden gegenseitigen Abstand. Leider mußten wir auf eine derartige kardanische Aufhängung des Geräts verzichten, und haben einfache Ertel-Stativ-Köpfe benutzt. Bei dieser Aufstellung geht wohl die vertikale Drehachse des Stativkopfes durch die optische Achse A_2, nicht aber die horizontale Drehachse. Diese liegt 6 cm unter der optischen Achse A_2. Man kann daher, streng genommen, für die Seitenrichtung des Gerätes das Schema der durch den Drehpunkt gehenden entgegengesetzt gerichteten optischen Achsen zur Auswertung anwenden, nicht aber für die Höhenrichtung. Die seitliche Schwenkung erfolgt um einen Punkt auf der Fadenkreuzachse (optischen Achse A_2), bei der Veränderung der Höhenrichtung dagegen bewegt sich die optische Achse als Tangente um einen Schwenkungskreis K (Abb. 8). Diese Bewegung ergibt eine Fälschung ($\Delta_1 h$) der Höhenkoordinate h auf der Bezugstafel, welche

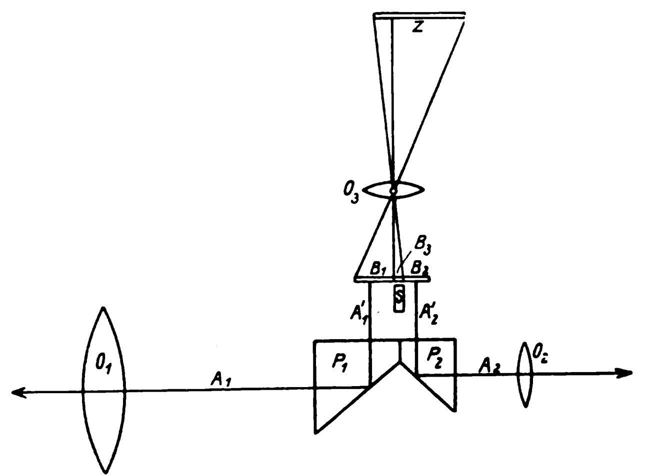


Abb. 7. Strahlengang im Aufnahmekino.

O_1, O_2, O_3 Objektive.
A_1, A_2 Optische Achsen.
A_1', A_2' Reflektierte optische Achsen.
P_1, P_2 Reflexionsprismen.
B_1 Flugzeugbildfeld
B_2 Tafelbildfeld.
B_3 Uhrbildfeld.
S Scheidewand.
Z Zifferblatt.

eine Funktion von h, vom Abstand a und von dem Radius r des Schwenkungskreises ist (letzterer 6 cm). Es gilt hier (Abb. 8):

$$r + \Delta_1 h = \frac{r}{\cos \varphi} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (1)$$

$\operatorname{tg} \varphi = \frac{h + \Delta_1 h}{a} = \frac{h}{a}$ näherungsweise, also:

$$\frac{1}{\cos \varphi} = \sqrt{1 + \frac{h^2}{a^2}} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (2)$$

mithin:

$$\Delta_1 h = r\left(\sqrt{1 + \frac{h^2}{a^2}} - 1\right)$$

oder näherungsweise:

$$\Delta_1 h = \frac{r}{2} \frac{h^2}{a^2} \quad \ldots \ldots \ldots \quad (3)$$

Dieser Fehler $\Delta_1 h$ kann zum Teil ausgeglichen werden, wenn man das Fadenkreuz des Bildes B_2 nicht in die optische Achse A_2' legt (Abb. 7), sondern ein wenig daneben, so daß die beiden Abbildungsachsen $F_1 F_2$ der Fadenkreuze (im Gegensatz zu den optischen Achsen) nicht parallel liegen, sondern einen kleinen Winkel $\Delta \varphi$ miteinander einschließen (Abb. 9).

In diesem Falle ist:

$$\Delta_2 h = -a \cdot \Delta \operatorname{tg} \varphi = -a(1 + \operatorname{tg}^2 \varphi) \Delta \varphi \quad \ldots \quad (4)$$

$$\Delta_2 h = -a\left(1 + \frac{h^2}{a^2}\right) \Delta \varphi \quad \ldots \ldots \quad (5)$$

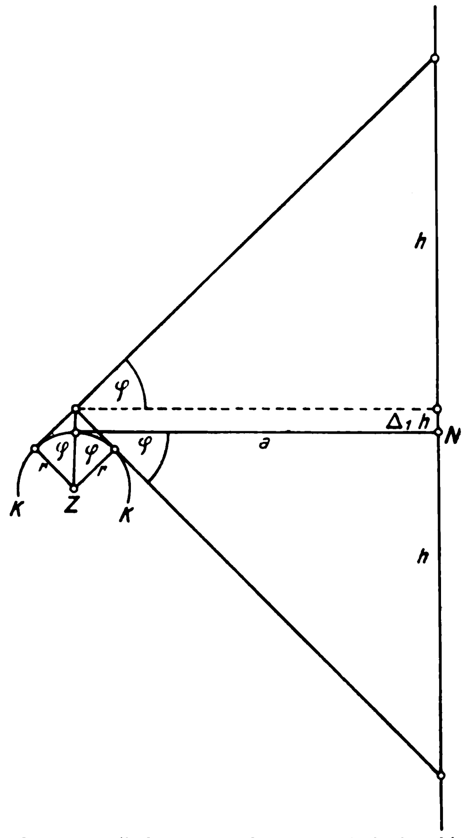


Abb. 8. Vertikaldrehungsschema des Aufnahmekinos.

K Schwenkungskreis.
r Radius des Schwenkungskreises.
Z Schwenkungszentrum.
φ Schwenkungswinkel der optischen Achse gegen die Horizontale gemessen.
h Koordinatenhöhe auf der Bezugstafel, vom Nullpunkt N aus gerechnet.
a Abstand vom Schwenkungszentrum Z zur Bezugstafel.

Die Aufgabe ist jetzt, das $\Delta \varphi$ so zu wählen, daß die Gesamtkorrektur $\Delta_1 h + \Delta_2 h$ innerhalb der vorkommenden Werte $\frac{h}{a} \leqq \frac{1}{4}$ für $r = 6$ cm und $a = 200$ cm möglichst gering wird. Dabei kann zunächst die konstante Größe $a \Delta \varphi$ fortfallen, weil sie nur eine Nullpunktsverschiebung auf der Bezugstafel bedeutet. Diese konstante Nullpunktsverschiebung fällt nämlich schon bei der Einmessung der

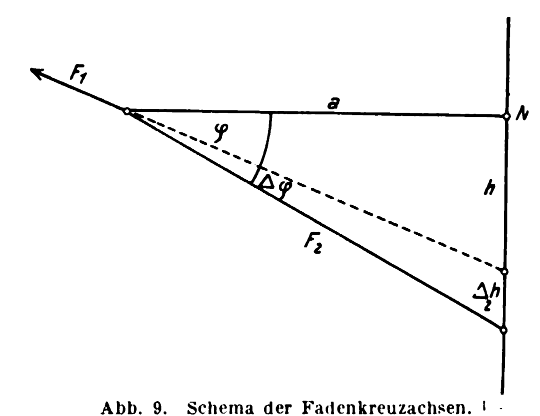


Abb. 9. Schema der Fadenkreuzachsen.

F_1 Abbildungsachse des Fadenkreuzes im Flugzeugbildfeld.
F_2 » » » Tafelbildfeld.
φ Winkel der Fadenkreuzachse gegen die Horizontale.
$\Delta \varphi$ Winkel zwischen den Fadenkreuzachsen $F_1 F_2$.
a Abstand des Kinodrehpunktes von der Tafel.
h Koordinatenhöhe auf der Tafel, vom Nullpunkte N aus gerechnet.

Tafel heraus. Verschwinden soll also nach Möglichkeit die veränderliche Fehlergröße:

$$\varDelta h = \frac{h^2}{a}\left(\frac{r}{2a} - \varDelta \varphi\right) \quad \ldots\ldots\ldots (6)$$

Man wählt also vorteilhaft:

$$\varDelta \varphi = \frac{r}{2a} = 0{,}015.$$

Durch einen Fehler in der Ausführung ist bei beiden Meßkinematographen

$$\varDelta \varphi = 0{,}020$$

geworden.

Das bedingt eine Fehlerhaftigkeit:

$$\frac{\varDelta h}{h} = -0{,}005\,\frac{h}{a}.$$

Diese Fehlerhaftigkeit bleibt für Neigungen

$$\frac{h}{a} < \frac{1}{4}$$

unter der Größe des Filmkornes, für größere Neigungen kann man sie leicht rechnerisch einsetzen (allerdings unter Berücksichtigung der Glieder höherer Ordnung).

Man kann also nach diesen Überlegungen mit den beiden Fadenkreuzen $F_1 F_2$ (Abb. 3) so operieren, als ob ihre zugehörigen Abbildungsachsen streng parallel wären und als ob der Drehpunkt des Stativkopfes genau in der Fadenkreuzachse F_2 läge. Nur für Neigungen, welche 1 : 4 überschreiten, also für Höhenkoordinaten h, welche 50 cm überschreiten, wäre eine geringe Korrektur unter Umständen notwendig.

Um irgendwelche Veränderungen in der gegenseitigen Einstellung der Objektive und Spiegelprismen zu vermeiden, ist die Grundplatte, welche die Optik trägt, außerordentlich stark gehalten.

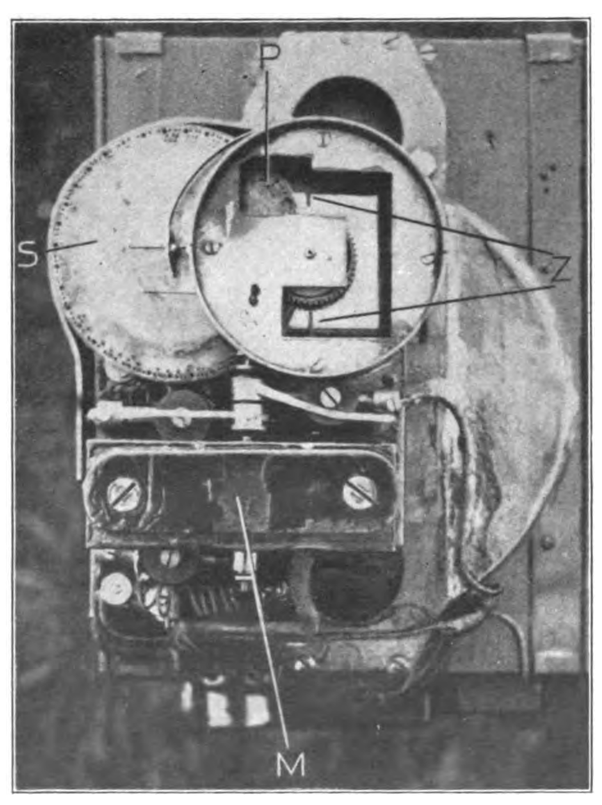


Abb. 10. Synchronuhr.
M Synchronmotor, *Z* Doppelzeiger, *S* Sekundenzählscheibe, *P* Platz, an welchem die Sekundenzählscheibe photographiert wird.

Als Optik wurde eingebaut auf der Tafelseite ein Zeiß-Tessar von einer Öffnung 1 : 3,5 und Brennweite 10 cm, auf der Flugzeugseite ein Xenar von Joseph Schneider mit Öffnung 1 : 3,5 und Brennweite 30 cm.

Die lange Brennweite ist gewählt worden, um die Koordinaten des Flugzeugbildes für den Einfachanschnitt[1]) und für die Bestimmung der Flugzeuglagewinkel, der Orientierungswinkel für die Flugzeugachsen, ausmessen zu können. Auf der Tafelseite war es vorteilhafter, die Brennweite nicht zu groß zu wählen, um die Unterteilung der Tafel nicht zu klein machen zu müssen.

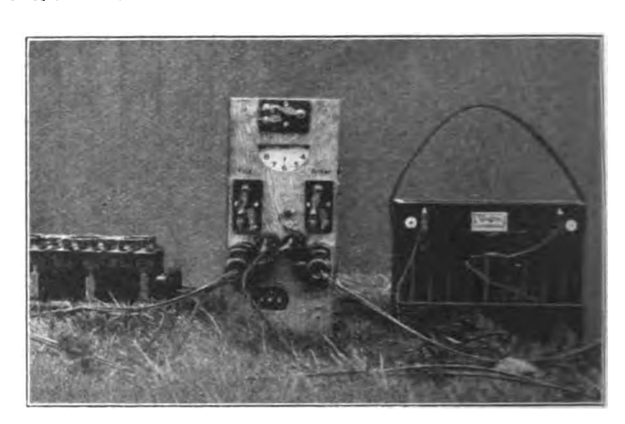


Abb. 11. Zentraluhranlage.

Das schwierigste Kapitel beim Bau des Meßkinematographen war die Uhrphotographie. Da auf der Vorderseite des Films (Schichtseite) im Apparat kein Platz war, mußte die Uhr auf die Rückseite (Zelluloidseite) projiziert werden (Abb. 7). Dabei kam eine Einrichtung sehr zu statten, welche in dem Normalkino schon vorhanden war: Er trägt ein Rohr *R*, in welchem sich normalerweise ein Fernrohr zum Beobachten des Filmbildes während der Aufnahme befindet (Abb. 6). In dieses Rohr wurde das dritte Objektiv montiert und an das obere Ende dieses Rohres eine zweite Drehblende gesetzt, welche mit der ersten gekoppelt ist und die Uhr nur in den gleichen Momenten freigibt, in denen die Aufnahme des Flugzeuges und der Koordinatentafel erfolgt. Über dieser Drehblende befindet sich das Zifferblatt, welches in U-Form auf eine Diapositivplatte photographiert ist und mit dem Zeiger im durchscheinenden Himmelslichte photographiert wird. Damit die Sonne dabei nicht stören kann, ist ein verstellbarer Spiegel *S* (Abb. 1) darüber montiert, welcher so gestellt wird, daß die Sonne während der ganzen Aufnahme nicht hineinscheinen kann.

Der Doppelzeiger *Z* (Abb. 10) über dem U-förmigen Zifferblatt wird von einem elektrischen Synchronmotor getrieben so, daß er normaler Weise in der Sekunde ½ Umdrehung, also $^1/_1$ Periode macht. Die Zeigerachse selbst treibt durch einen Zahnradantrieb eine Sekundenzählscheibe *S* (Abb. 10), welche an ihrer Peripherie 36 Zeichen trägt. Diese Zeichen wechseln nach $^1/_1$ Zeigerumdrehung zyklisch den Platz *P*, an welchem sie photographiert werden. Sie zählen also automatisch die Sekunden des Zeigers *Z*. Die Synchronmotore werden angetrieben mit einem Drehstrom, dessen Verlauf nicht sinusförmig ist, sondern aus abgehacktem Gleichstrom mit wechselnder Richtung besteht. Der Drehstrom wird von dem Kollektor eines dritten Motors abgenommen, welcher eine Gleichstromspannung von 60 V zugeführt erhält. Dieser Wendemotor läuft synchron mit den beiden Drehstrommotoren an beiden Meßstellen und ist sozusagen die Zentraluhr für beide Meßstationen.

Abb. 11 zeigt diese Zentraluhr mit den zugehörigen Akkumulatorenbatterien von vorne und Abb. 12 die innere Einrichtung dieser Zentraluhr. Sie ist so eingerichtet, daß sie mit einem Schutzdeckel abgeschlossen werden kann. Der Wendemotor *M* treibt mit einer Schnecke eine Registriertrommel *R*. Auf dieser werden mit Rußschrift in konstanten Zeitabständen (alle $^1/_5$ und alle 3 Sekunden) Marken aufge-

[1]) Näheres darüber siehe weiter unten unter »Auswertung«.



chrieben mit einem elektromagnetisch bewegten Schreibtift S (Abb. 12), welcher von einer Uhr U aus gesteuert vird. Auf der Vorderseite (Abb. 11) trägt diese Zentralihr die Steckdosen und Schalter für die verschiedenen

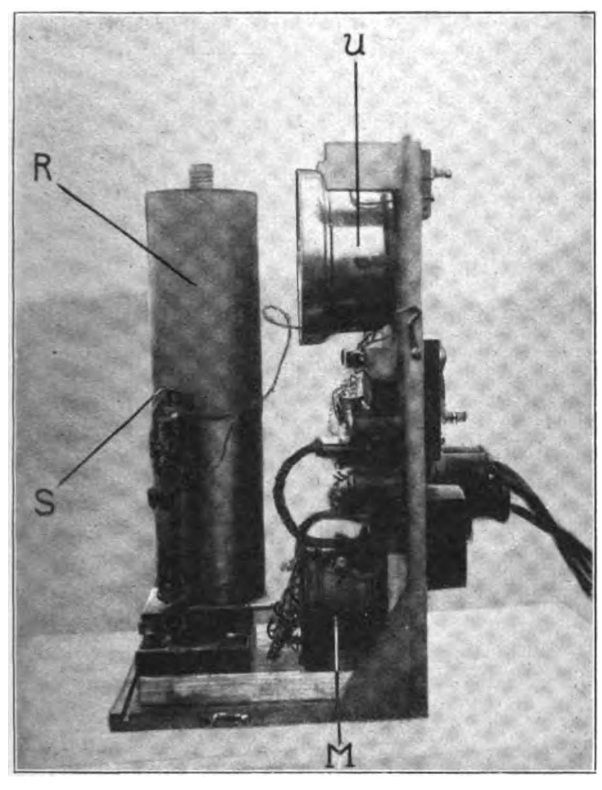


Abb. 12. Inneres der Zentraluhr.
M Wendemotor, S Schreibstift, R Registriertrommel, U Kontaktuhr.

Leitungen, für jede Meßstelle eine 3fache Leitung, außerdem zwei Gleichstromspannungen 60 V und 6 V für Feldmagneten, Anker und Rußregistrierung.

Die Zeitmarkenregistrierung gestattet eine Kontrolle über die Tourenzahl des Wendemotors und damit über die Drehgeschwindigkeit der Uhrzeiger an den Meßstellen. Die Registriertrommel hat eine Gesamtlaufzeit von 7 min und gestattet die Auswertung der Motordrehzahl alle $^1/_5$ s. Die Kontaktuhr U ist eine gewöhnliche Weckeruhr, welche auf dem Unruhentriebrad und auf dem Unruhenhebel je einen Kontakt trägt und liefert Kontakte bei jeder Unruhenperiode (alle $^1/_5''$) und bei jeder Periode des Unruhentriebrades (alle 3''). Die Unruhe einer gewöhnlichen Weckeruhr läuft nun nicht in jeder Periode bis auf $^1/_{100}''$ gleich und daher ist diese Uhr eigentlich nicht ausreichend für die Genauigkeit der Kinovermessung. Sie wird später durch eine gute Pendeluhr zu ersetzen sein. Vorläufig war dies nicht möglich, weil die Uhr draußen aufgestellt werden mußte zu jeder Messung.

3. Die Meßauswertung.

a) Grundrißbestimmung. Für die Auswertung wird zunächst der Grundriß der Flugbahn in einem Plan 1 : 500 eingezeichnet. Dies geschieht im allgemeinen nach der Methode des Vorwärts-Doppelanschnitts. Die beiden Visierlinien von beiden Basispunkten werden in den Grundriß eingezeichnet und ihr Schnittpunkt ist der Grundrißort des Flugzeuges.

Der Grundrißplan muß zunächst die beiden Basispunkte und die Bezugstafeln in ihren gegenseitigen Lagen genau enthalten. Zu diesem Zweck müssen dieselben genau gegeneinander eingemessen werden. Dies geschieht nach einer kombinierten Messung mit Theodolit und Kinoaufnahmen in folgender Weise:

Zunächst werden die beiden eigentlichen Basispunkte als Schwenkungszentren des Stativkopfes in den Plan eingetragen in ihrem gemessenen Horizontalabstand. Dann wird an beiden Stellen die Lage der Tafeln zu ihrem zugehörigen Schwenkungszentrum eingemessen durch Messung der Abstände a des ersten und letzten Vertikaldrahtes jeder Tafel vom Schwenkungszentrum. Da die beiden Drähte untereinander $b = 1{,}40$ m Abstand haben, ist dann das Dreieck Schwenkungspunkt-Tafel durch seine drei Seiten bestimmt (Abb. 13). Die Abstände c der außen liegenden Vertikaldrähte in benachbarten Tafeln werden ebenfalls gemessen und bestimmen die Lage der drei Dreiecke ab zueinander.

Auf diese Art ist jeder Meßstand in sich eingemessen, es fehlt nur noch, beide gegeneinander zu justieren. Diese Justierung muß mit dem Meßkinematographen selbst erfolgen, damit eventuelle konstante Winkelfehler im Kinematographen selbst in die Messung nicht eingehen:

Man sucht sich vorne im Gelände einen Hauptrichtungspunkt, welcher sich gut photographieren läßt und filmt ihn, wie bei der Flugvermessung von beiden Stellen mit dem zugehörigen Meßkinematographen. Man erhält dadurch an beiden Stellen bestimmte Grundrißkoordinaten des Hauptrichtungspunktes auf den Bezugstafeln zwischen den Vertikaldrähten[1]). Diese Grundrißkoordinate zeichnet man als Punkt A im Schema der Abb. 13. Derselbe Hauptrichtungspunkt wird außerdem mit dem Theodoliten im bekannten Doppelausschnittverfahren von beiden Basispunkten aus gegen die Basislinien eingemessen und in den Grundrißplan 1 : 500 eingezeichnet. Dann werden die Bezugstafeln nach dem Schema der Abb. 13 so in den Grundrißplan eingetragen, daß der Punkt B in den betreffenden Basispunkt fällt und die Gerade AB durch den eingetragenen Hauptrichtungspunkt geht. Dabei wird man vorteilhaft den Grundriß der Bezugstafeln in größerem Maßstabe eintragen (z. B. 1 : 2 hat sich bewährt), und wird ihn auf die Vorderseite in das Meßfeld hinein spiegeln, um Platz auf dem Reißbrett zu sparen[2]).

Für die Bestimmung der Flugbahnpunkte im Grundriß ist zunächst erforderlich, daß man gleichzeitige Koordinatenwerte zusammenstellen kann. Da die Uhrzeiger synchron laufen, wird diese Zusammenstellung durch die Uhrphotographie ermöglicht. Es werden zunächst von einer Meßstelle aus die Grundrißkoordinaten einer Reihe von Filmbildern entnommen, z. B. jede Sekunde oder jedes 16. Bild, indem die Abweichung des Flugzeugs vom Fadenkreuz in die Photographie der Tafel hineinkorrigiert wird[3]). Es wird also das schräg liegende Fadenkreuz F_2 des kleinen

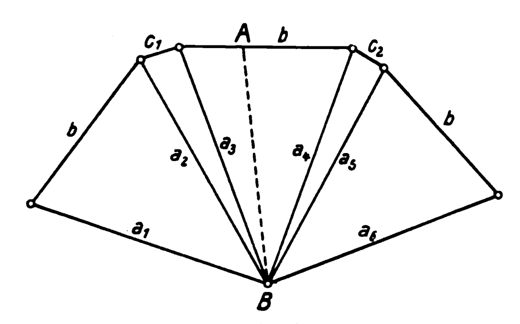


Abb. 13. Grundriß eines Meßstandes.
a Abstände des ersten und letzten Drahtes jeder Tafel vom Kinoapparat.
b Abstände der beiden Drähte untereinander.
c Abstände benachbarter Drähte in benachbarten Tafeln.
A Grundrißkoordinate des Hauptrichtungspunktes.
B Drehpunkt des Kinoapparates.

---

[1]) Wie die Tafelkoordinaten eines photographierten Gegenstandes aus einem Filmbild (Abb. 3) ausgewertet werden, darauf wird weiter unten näher eingegangen.

[2]) Herr Knott zeigt anschließend im Grundriß des Meßfluges der Roemryke Berge diese Grundrißanordnung der Bezugstafeln.

[3]) Die Methode der Korrektur wird weiter unten im Zusammenhang mit den Brennweiten behandelt.

Bildfeldes B_2 korrigiert entsprechend der Abweichung des Flugzeugschwerpunktes vom Fadenkreuz F_1 (Abb. 3) des größeren Bildfeldes. Die so gewonnenen Grundrißkoordinaten werden in einer Tabelle mit den zugehörigen Uhrzeitwerten zusammengestellt. Von der anderen Meßstelle werden im allgemeinen keine Aufnahmen vorhanden sein, welche zeitlich genau mit denen der Tabelle zusammenfallen. Daher müssen jeder in der Tabelle enthaltenen Aufnahme zwei Aufnahmen der anderen Meßstelle zugeordnet werden, von denen die eine kurz vorher, die andere kurz hinterher erfolgt ist. Zwischen diesen beiden werden die Grundrißkoordinaten interpoliert in linearer Abhängigkeit von den zeitlichen Werten. Da die aufeinanderfolgenden Aufnahmen nur $^1/_{16}$ s zeitlich auseinander liegen, ist die lineare Interpolation innerhalb der Genauigkeit der Zeitmessungen zulässig. Man gewinnt also durch diese Interpolation Grundrißkoordinaten der zweiten Meßstelle, welche zu der Tabelle der ersten Meßstelle gehören. Jede der beiden Koordinaten wird von der zugehörigen Meßstelle aus als Gerade vom Basispunkt B nach dem zugehörigen Koordinatenpunkt der Bezugstafel eingezeichnet, und der Schnittpunkt derartig zugeordneter Strahlen liefert einen Punkt der Flugbahn[1]).

Ist aus irgendeinem Grunde eine der beiden Meßstellen ausgefallen, oder hat die Uhrphotographie versagt, so ist trotzdem die Bestimmung der Flugbahnkurve möglich im Einfachanschnitt. Dieser Einfachanschnitt entnimmt nach der Methode des »Rückwärtsanschnittes« aus den Größenkoordinaten der Flugzeugbilder, aus den Dimensionen des Flugzeugs selbst und aus der Brennweite des Aufnahmeobjektivs den Abstand des Flugzeuges vom Aufnahmeapparat. Die Berechnung dieses Abstandes gestaltet sich unter den hiesigen Verhältnissen besonders einfach, weil das geometrische Problem nahezu zweidimensional ist, weil die optische Achse (Visierlinie) nahezu in die Ebene des Flugzeuges (Rumpf-Flügel-Ebene) fällt.

Das allgemeine dreidimensionale Problem lautet: Gegeben sind die Längen c und d zweier Vektoren Rumpf c und Tragfläche d), welche aufeinander senkrecht stehen. Photographiert werden die kartesischen Komponenten c_1, c_2, d_1, d_2 dieser Vektoren, welche in einer auf der optischen Achse senkrechten Ebene liegen. Die Bestimmungsgleichungen sind also zunächst die Beziehungen zwischen den Komponenten und den Längen der Vektoren:

$$\left.\begin{aligned} c_1^2 + c_2^2 + c_3^2 &= c^2 \\ d_1^2 + d_2^2 + d_3^2 &= d^2 \end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ldots \quad (8)$$

Dazu tritt die Orthogomalitätsbedingung zwischen den Vektoren c und d:

$$c_1 d_1 + c_2 d_2 + c_3 d_3 = 0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (9)$$

Schließlich die Beziehung zwischen den Komponenten natürlicher Größe und den Bildkomponenten, welch letztere hier als »Bildwinkel« geschrieben werden sollen. Man erhält diese Bildwinkel indem man die Koordinatenlängen des Filmbildes dividiert durch die Brennweite b. Als karthesisches System des Filmbildes sind dabei vorteilhaft die Achsen des Fadenkreuzes F_1 zu verwenden (Abb. 3). Diese Koordinaten sind also, wenn b die Brennweite bedeutet und γ, δ die »Bildwinkel«:

$$b\,\delta_1,\ b\,\delta_2 \text{ und } b\,\gamma_1,\ b\,\gamma_2.$$

Dann gilt für den Abstand a des Flugzeuges:

$$c_1 = a\,\gamma_1,\quad c_2 = a\,\gamma_2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (10)$$

$$d_1 = a\,\delta_1,\quad d_2 = a\,\delta_2 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (11)$$

Da in diesen 7 Gleichungen (8) bis (11) die Bildkoordinaten γ und δ bekannt sind, enthalten sie sieben Unbekannte. Von diesen läßt sich also insbesondere der Flugzeugabstand a bestimmen[2]).

Zunächst wird Gleichung (9) quadriert und Gleichung (8) darin eingesetzt:

$$(c_1 d_1 + c_2 d_2)^2 = (c^2 - c_1^2 - c_2^2)(d^2 - d_1^2 - d_2^2)$$

Hier werden die Gleichungen (10) und (11) eingesetzt:

$$a^4 (\gamma_1 \delta_1 + \gamma_2 \delta_2)^2 = \left\{c^2 - a^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)\right\} \left\{d^2 - a^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2)\right\}$$

$$a^4 \left\{(\gamma_1 \delta_1 + \gamma_2 \delta_2)^2 - (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)(\delta_1^2 + \delta_2^2)\right\} + \\ + a^2 \left\{c^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2) + d^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)\right\} = c^2 d^2$$

oder, wenn man die Koeffizientenklammern von a^4 auflöst:

$$-a^4 (\gamma_1 \delta_2 - \gamma_2 \delta_1)^2 + a^2 \left\{c^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2) + d^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)\right\} = \\ = c^2 d^2 \quad \ldots\ldots \quad (12)$$

Der Koeffizient von a^4 verschwindet ersichtlich[1]), wenn die optische Achse in die Ebene der Vektoren c und d hineinfällt. Da dies im allgemeinen nahezu erfüllt ist, und da infolgedessen der Koeffizient von a^4 sehr klein ausfällt, kann man die Gleichung (12) nur als lineare Gleichung von a^2 lösen. Eine Division durch die sehr kleine Größe $(\gamma_1 \delta_2 - \gamma_2 \delta_1)^2$ würde nämlich das Resultat der quadratischen Gleichung von a^2 mit großen Fehlern behaften. Es ist also:

$$a^2 = \frac{c^2 d^2}{c^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2) + d^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2) - a^2 (\gamma_1 \delta_2 - \gamma_2 \delta_1)^2} \quad (13)$$

Dabei ist zu beachten, daß das Glied rechts im Nenner, welches a^2 enthält, wegen seines kleinen Koeffizienten die Rolle eines Korrekturgliedes spielt, man kann also eine erste Näherung $\bar{a}$ für den Abstand a bestimmen als:

$$\bar{a}^2 = \frac{c^2 d^2}{c^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2) + d^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)} \quad \ldots\ldots \quad (14)$$

Diese erste Näherung gilt streng, wenn die optische Achse in die Ebene der Vektoren c und d fällt. Ist das nur nahezu erfüllt, so ist die zweite Näherung $\bar{\bar{a}}$ hinreichend, welche man erhält, indem man in Gleichung (13) rechts im Nenner $\bar{a}$ für a einsetzt und die geometrische Reihe bis zum ersten Glied entwickelt:

$$\bar{\bar{a}}^2 = \bar{a}^2 + \bar{a}^4 \frac{(\gamma_1 \delta_2 - \gamma_2 \delta_1)^2}{c^2 (\delta_1^2 + \delta_2^2) + d^2 (\gamma_1^2 + \gamma_2^2)} \quad \ldots \quad (15)$$

Der Abstand a wird mittels der Höhenkoordinate auf der Bezugstafel umgerechnet in einen Horizontalabstand. Dieser Horizontalabstand wird dann direkt im Grundriß auf der zugehörigen Visiergeraden abgetragen, welche durch den Basispunkt B und den zugehörigen Koordinatenpunkt auf dem Grundriß der Bezugstafel geht. (Siehe den Grundrißplan des Roemryke Berge-Fluges bei H. Knott.)

b) Die Höhenbestimmung. Für die Höhenbestimmung muß zunächst die Nullinie auf jeder Tafel bestimmt werden, d. h. diejenige Ziffer, welche als Koordinate zu einem Gegenstand gehört, der sich mit der Meßstelle in gleicher Höhe befindet. Diese Nullinie wurde ebenfalls aus der Aufnahme des Hauptrichtungspunktes ermittelt. Sie liegt, wie oben bei der Beschreibung des Aufnahmeapparates (siehe Abb. 9) näher auseinander gesetzt wurde, nicht in gleicher Höhe mit dem Objektiv, sondern um den Winkel $\Delta\varphi$ darunter. Wie oben nachgewiesen, kann man trotzdem die Höhenauswertung so vornehmen, als ob der Winkel $\Delta\varphi = 0$ wäre. Daher ist auch die Bestimmung der Nullinie auf den Tafeln nach diesem Schema durchgeführt worden.

Aus der Aufnahme des Hauptrichtungspunktes H ergibt sich eine Höhenkoordinate H' auf einer Tafel. Aus der Vermessung des Höhenwinkels φ nach dem Hauptrichtungspunkte bestimmt man eine zugehörige Höhe h' bis zur Nullinie auf der Tafel (Abb. 14) mit Hilfe des im Grundrißplan zu entnehmenden Horizontalabstandes a'. Zieht man von der Höhenkoordinate H' des Hauptrichtungspunktes H die Höhe h' ab, so gewinnt man die Nullkoordinate N'. Diese ist, da die Horizontaldrähte auf den Tafeln nicht streng

---

[1]) Siehe die Grundrißkurve der Roemryke Berge, welche anschließend von Herrn Knott mitgeteilt wird.

[2]) Die Gleichungen (8) bis (11) gestatten natürlich auch die Bestimmung der Komponenten c_1, c_2, c_3, d_1, d_2, d_3 und mit Hilfe der Orientierung der Kamera die Auswertung der räumlichen Lagewinkel der Flugzeugachsen.

[1]) Die Gleichung $\frac{\gamma_1}{\gamma_2} = \frac{\delta_1}{\delta_2}$ zeigt, daß Rumpfachse und Flügelholm auf dem Bild in der gleichen Geraden liegen.



horizontal verlaufen, ein wenig verschieden unter verschiedenen Seitenkoordinaten. Doch ist die Neigung der Nullinie gegen die Drähte ermittelt durch eine Rundmessung mit dem Theodoliten vom Kinostativ aus. Auf

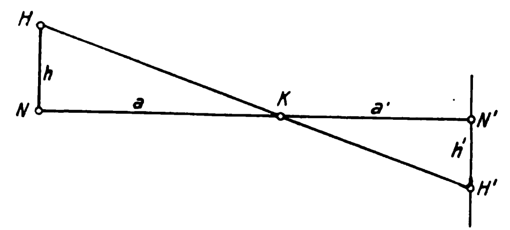


Abb. 14. Schema der Höhenbestimmung.
H Hauptrichtungspunkt bezw. Flugbahnpunkt.
H' Dazu gehörige Höhenkoordinate.
h Höhe des Punktes *H* über dem Meßstand.
h' Koordinatenhöhe über der Nullinie *N'*.
N' Höhenkoordinate sämtlicher Punkte *N* in Höhe des Meßstandes.
a Abstand des Punktes *H* vom Kinematographen *K*.
a' Abstand des Punktes *H'* vom Drehpunkt des Kinematographen.

diese Weise werden die Nullkoordinaten auf den drei Tafeln für sämtliche Seitenkoordinaten ermittelt und graphisch aufgetragen.

Die Ermittlung der Höhe h eines Flugbahnpunktes über der Meßstelle ist nunmehr eine einfache Proportionenrechnung. Sie verhält sich zur Koordinatenhöhe h' wie der Grundrißabstand a des Flugbahnpunktes zum Grundrißabstand a' der Seitenkoordinate.

4. Brennweiten und Meßgenauigkeit.

Die Meßgenauigkeit ist im wesentlichen durch die Brennweiten begrenzt. Die Kenntnis der Brennweiten ist insbesondere notwendig bei der Übertragung der im Flugzeugbildfeld ausgemessenen Koordinaten (Abweichungen des Flugzeugschwerpunktes vom Fadenkreuz) in das Bildfeld der Bezugstafel. Die Übertragung erfolgt durch Verschiebung des schrägen Fadenkreuzes F_2 (Abb. 3). Die Größe dieser Verschiebung verhält sich zur Größe der Abweichung im Flugzeugbildfeld, wie die zugehörigen Abstände der Bildebene von der Hauptebene des Objektivs. Dieser Abstand ist bei der Aufnahme auf unendliche Entfernung die Brennweite selbst. Diese beträgt für die Flugzeugphotographie bei beiden Apparaten 292 mm. Dagegen sind die Bildabstände für die Tafelphotographie bei der 2-m-Einstellung der Objektive für beide Apparate verschieden. Es ist daher für jeden Apparat ein Storchschnabelzirkel hergestellt worden, welcher aus den Koordinaten im Flugzeugbildfeld direkt die zugehörige Verschiebung des schrägen Fadenkreuzes F_2 im Tafelbildfeld liefert (Abb. 3). Diese Auswertung wird auf einem ca. 15 fach vergrößert projizierten Bild ausgeführt. Dabei hat sich eine Ausmessung des Films auf $^1/_{50}$ mm als das äußerst Mögliche herausgestellt. Diese Genauigkeit ist allerdings bei der jetzigen Aufstellung von Stativ und Bezugstafel nicht mehr auszunutzen. Daher begnügte man sich mit einer Ausmessung bis $^1/_{20}$ mm, welch letztere Größe gerade der Dicke der abgebildeten Drähte und der Dicke der Fadenkreuzdrähte entspricht. Man kann die Meßgenauigkeit bedeutend steigern, wenn man sämtliche Filmbilder auswertet und auf diese Art 16 bis 20 Flugbahnpunkte in der Sekunde feststellt. Durch Mittelbildung über derartig zahlreiche Messungen wird die Genauigkeit des Resultates bedeutend erhöht.

Eine angenehme Kontrolle über die Zuverlässigkeit dieser Messungen ermöglicht die Überbestimmung, welche in der Meßmethode liegt.

Im Grundriß kann man die Flugbahnpunkte durch Doppelanschnitt und durch zwei Einfachanschnitte erhalten, also als Schnittpunkte von zwei Kreisen und zwei Geraden im gleichen Punkt. Dabei wird allerdings normaler Weise der Doppelanschnitt den genauesten Wert liefern, aber eine systematische Abweichung im Einfachanschnitt würde zum mindesten eine Störung in der Messung offenbaren, z. B. ein Fehlgehen in der Gleichzeitigkeit der Uhrzeiger.

Die Höhe des Flugbahnpunktes wird ebenfalls von beiden Meßstellen aus bestimmt und systematische Abweichungen dieser beiden Bestimmungen würden ebenfalls Meßfehler anzeigen. Derartige Meßfehler zeigten sich bei den ersten Messungen an der »Roemryke Berge« und »Westpreußen« in einer Verschiebung der Nullkoordinate auf den Bezugstafeln. Es war jedoch, wie Herr Knott des Näheren berichten wird, möglich, aus der Messung selbst die Nullkoordinate zu ermitteln.

Zum Schluß möchte ich der Anschauung entgegentreten, als ob in dem unter Nr. 2 beschriebenen Kinoapparat ein technisch vollkommenes Gerät gegeben sein soll, insbesondere für den Fall, daß ein Interesse am Nachbau besteht. Wie schon eingangs erwähnt, ist der Aufnahmeapparat in der beschriebenen Form bedingt durch die äußeren Umstände: Es sollte in kurzer Zeit mit geringsten technischen Hilfsmitteln ein hinreichend zuverlässiges kinematographisches Meßgerät geschaffen werden. Dies ist erreicht worden, von vornherein in der Auffassung, daß das neue Meßgerät in der Zuverlässigkeit und Meßgenauigkeit möglichst vollkommen werden, dagegen in der Bequemlichkeit der Vermessung und Auswertung Kompromisse gestatten sollte. Aufgabe der technischen Fortbildung wäre es, auch in der Bequemlichkeit eine gewisse Vollkommenheit zu erreichen.

Der Aufbau des Meßstandes mit hölzernem Stativ und notdürftig hingestellten Bezugstafeln ist nur durch Mangel an Mitteln zu erklären. Es ist bei der Auswertung der ersten Flugvermessungen nur mit größter Mühe und zahllosen Gegenkontrollen möglich gewesen, Fehler auszuschalten, welche durch eine Veränderung der Stativ- und Tafelstellung sich eingeschlichen hatten. Daher ist es unerläßlich, für genaueste Vermessungen einen stabilen Aufbau der Meßstände zu schaffen. Außerdem zeigt die Auswertung des Roemryke-Berge-Fluges, daß die Genauigkeit in der Höhenbestimmung und Zeitbestimmung für die Auswertung beschleunigter Flüge noch nicht ganz hinreichend ist. Es muß für diese Messungen eine Winkelgenauigkeit von $^1/_{5000}$ bis $^1/_{10000}$ (Bogenmaß) und eine Zeitgenauigkeit von $^1/_{200}''$ bis $^1/_{500}''$ angestrebt werden. Betonierte Meßstände und lange Brennweiten auf der Tafelseite, eine exakt gehende Kontaktuhr und ein konstant laufender Wendemotor mit erheblichem Leistungsüberschuß sind die Hilfsmittel, welche dieses Ziel erreichbar machen.

Neben dieser Vervollkommnung des kinematographischen Vorwärtsausschnitts muß eine Ausbildung genauester Registrierungen von Längsneigungen, Staudruck und Anstellwinkel im Flugzeug gehen. Die ersten Versuche mit »Askania«-Staudruckschreibern haben nicht befriedigt. Genaue Registrierungen werden wohl am besten durch kinematographische Aufnahmen von Zeigerinstrumenlen erreicht. Eine gleichzeitige kinematographische Aufnahme im Flugzeug von Geländehorizont, Uhr, Staudruckmesser, Anstellwinkel-Fahne und eventuell Steuerknüppel soll den Vorwärtsanschnitt ergänzen. Erst wenn dies Vermessungsziel erreicht ist, können Vermessungen im freien Fluge den Windkanaluntersuchungen an Exaktheit ebenbürtig sein.

II. Roemryke Berge.

Von H. Knott.

Zeichenerklärung:

- c_w Widerstandsbeiwert der Maschine,
- c_{w1} Profilwiderstandsbeiwert,
- c_a Auftriebsbeiwert der Maschine,
- γ spezifisches Gewicht der Luft (kg/m³),
- g Erdbeschleunigung (m/s²),
- F Fläche des Flugzeuges (m²),
- G Gewicht des Flugzeuges (kg),
- v gemessene Tangentialgeschwindigkeit (m/s),
- v_h gemessene Horizontalgeschwindigkeit (m/s),
- v Geschwindigkeit im stationären Fluge (m/s),



$\bar{v}_h$ Horizontalgeschwindigkeit im stationären Fluge (m/s),
ε Gleitwinkel im stationären Fluge,
ε = — tg φ räumlicher gemessener Gleitwinkel,
t Zeit (s),
λ Korrekturgröße (vH),
a Konstante (s^2/m^2),
b Konstante (m^2/s^2).

Die hervorragenden Flüge der »Roemryke Berge« mit Nehring als Piloten im Rhön-Segelflug-Wettbewerb 1926 ließen den Wunsch aufkommen, diese Maschine auf ihre Flugeigenschaften hin zu untersuchen. Es konnte hierbei zum ersten Male die von Herrn P. Raethjen ausgearbeitete und oben angegebene Methode der »Kinematographischen Flugvermessung« zur Anwendung kommen. Es bestand die Absicht, aus einer Vermessung, bei der die Maschine mit geringer Beschleunigung alle Geschwindigkeiten durchflog, die Polare des Flugzeuges aufzustellen. Bei der Auswertung ergab sich jedoch, daß Einflüsse bei dem Fluge zur Geltung kamen, die eine direkte Polarenbestimmung unmöglich machten, so daß die Arbeit als Resultat nur eine Abschätzung dieser Einflüsse und die Berechnung einer $\bar{\varepsilon}$-Kurve zeigt, die als Energiebilanz des gemessenen Fluges anzusehen ist.

1. Vermessung.

Am Morgen des 8. August 1926 herrschte auf der Wasserkuppe vollkommene Windstille (unter 1 m/s). Selbst auf der Bergspitze war kein Wind zu spüren. Seit Tagen hatten wir ausgesprochenes Hochdruckwetter. (Erst gegen Mittag kam ganz leichter SO-Wind auf, der gegen Norden drehte.) So hielten wir den Tag für Meßflüge geeignet und gegen 9 Uhr morgens startete die Roemryke Berge. Nehring als Pilot erhielt den Auftrag, die Maschine von der geringsten Geschwindigkeit langsam bis zur maximalen zu drücken und dann langsam wieder abzufangen, und zwar über einer möglichst geradlinigen Grundrißbahn. Die Vermessung erfolgte vom Boden mit Hilfe der Meßkinos. Als Bordinstrument war ein Staudruckschreiber eingebaut, ein Spezialinstrument der Askaniawerke für Segelflugzeuge. Leider erwies sich das Uhrwerk, ein Laufwerk für Schnellregistrierung, als sehr unzuverlässig, so daß eine Zeitidentifizierung unmöglich war. Immerhin bildet das Diagramm eine gute Bestätigung der Geschwindigkeiten im Bereiche des günstigsten Gleitwinkels, so daß es angebracht erschien, es mit zu veröffentlichen (Abb. 4). Der Geschwindigkeitsbereich ging leider nur bis 20 m/s, so daß das Geschwindigkeitsmaximum mit den Messungen des Staudruckschreibers nicht kontrolliert werden konnte.

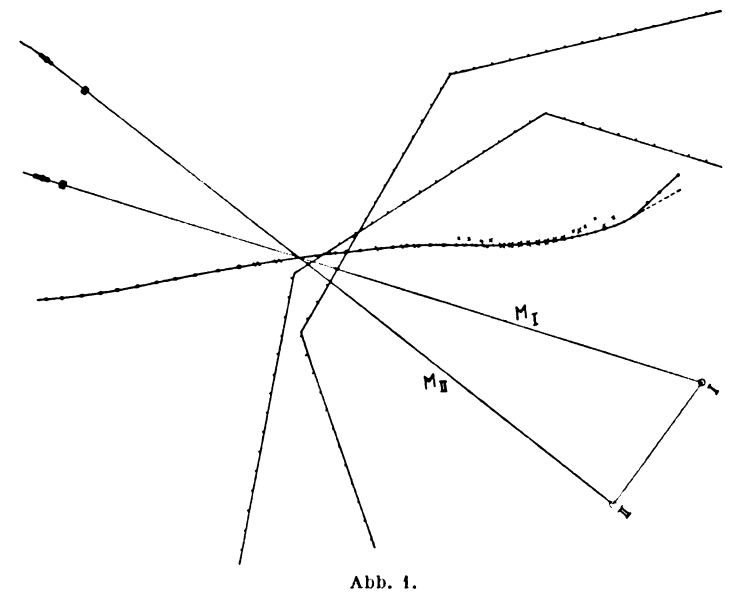


Abb. 1.

2. Auswertung.

Die Auswertung erfolgte in der oben von Herrn P. Raethjen mitgeteilten Weise. Abb. 1 zeigt den Grundriß der Flugbahn. Die Bezugstafeln sind in halber natürlicher Größe vor die Meßstände gespiegelt aufgezeichnet. Die Punkte, die durch Doppelanschnitt gewonnen wurden, sind als Vollkreise gekennzeichnet. Sie wurden durch Überschneiden zweier Stahldrähte ermittelt, die als Meßstrahlen M_1, M_2 aufzufassen sind. Die Stahldrähte lassen sich in Büchsen um Zapfen drehen, welch letztere die Lage der vertikalen Achsen der Kinostative fixieren.

Durch die ungünstige Lage des ersten Meßstandes und durch die noch geringe Übung im Verfolgen eines Flugzeuges im Sucherfernrohr konnten die ersten 19 s von Meßstand I nicht gefilmt werden, so daß sie im Einfachanschnitt aus Meßstand II in der oben von Herrn P. Raethjen mitgeteilten Weise errechnet werden mußten. Die berechneten Punkte sind durch Kreuze dargestellt. Es ist natürlich, daß der Doppelanschnitt dem Einfachanschnitt an Genauigkeit überlegen ist. Schon die Streuung der Einfachanschnittpunkte in der ersten leichten Kurve hat ihren Grund in der Unmöglichkeit der genauen Ausmessung der Flugzeugkoordinaten, da ein Flügelende vom Rumpf verdeckt ist. Auf größere Entfernung ergibt der Einfachanschnitt nur ungenaue Werte, da die Feststellung der Meßgrößen wegen der schon zu kleinen Bilder mit Schwierigkeiten verbunden ist. Es wurde daher davon Abstand genommen, die Entfernungen von Punkten nach dem Einfachanschnitt zu errechnen, die auf einer Flugbahnstrecke liegen, die durch Doppelanschnittpunkte schon klar festgelegt ist. Es wurden dann, wenn auf einem Filme Meßpunkte ausfielen, die Meßstrahlen des anderen Filmes mit der Grundrißbahn zum Schnitt gebracht (dargestellt durch die Querstriche in der Flugbahn) um für diese Schnittpunkte die Flugstrecke und die Höhe ermitteln zu können.

Im Grundriß (Abb. 1) fallen die leichten Schwankungen der Flugbahn auf, hinter denen man einen Meßfehler vermuten könnte. Die leichten Kurven sind jedoch reell, denn die Maschine ist nach Aussage von Nehring längs- und seiteninstabil und nur sehr schwer in gerader Flugbahn zu halten. Die Abweichungen der Meßpunkte von einer glatten Grundrißkurve betragen maximal 2 m in dem Gebiet der spitzen Doppelanschnittwinkel. Doch muß die Genauigkeit der Flugstreckenbestimmung wesentlich höher angesetzt werden, weil die Grundrißbahn über zahlreiche Punkte ausgeglichen ist und vor allem, weil die Schnitte der einzelnen Meßstrahlen mit der Grundrißbahn wesentlich stumpfer sind, als die Schnitte der Meßstrahlen untereinander. Der Grundriß bildet nun die Grundlage zur Höhenauswertung. Die Höhen sind durch Ins-Verhältnis-setzen der Rasterhöhe zu den Abständen in der von Herrn Raethjen angegebenen Weise berechnet und in Abb. 2 in Abhängigkeit von der rektifizierten Flugstrecke aufgetragen, ebenso die Flugzeit, die aus der Rußregistrierung des Wendemotors ermittelt worden ist. (Näheres über die Zeitmessung ist oben von Herrn Raethjen mitgeteilt.) Bei der Aufstellung der Höhenkurve stellten sich anfangs insofern Schwierigkeiten ein, als die Auswertungen aus Meßstand II nicht mit denen von I übereinstimmten. Der Fehler fand sich in der Tatsache, daß die Bezugsraster sich in ihrer Lage in der Zeit zwischen Eichung und Vermessung verändert hatten (ungefähr 14 Tage). Der Umstand, daß auf dem Meßfilm selbst viele markante Bezugspunkte des Geländehorizontes zu finden waren, führte durch Nacheichung der Bezugsraster zu einem befriedigenden Resultat. Hier seien die Rechnungs- und Auswertungsergebnisse in einer Tabelle mitgeteilt.

Rechnungs- und Auswertergebnisse der Roemryke Berge:

s Meter Flugstrecke im Grundriß,
h_I Meter Höhe über Meßstand I,
h_{II} Meter Höhe über Meßstand II,
Δh Meter Höhenunterschied zwischen den Meßständen = 6,7 m,
t Sekunden Flugzeit.



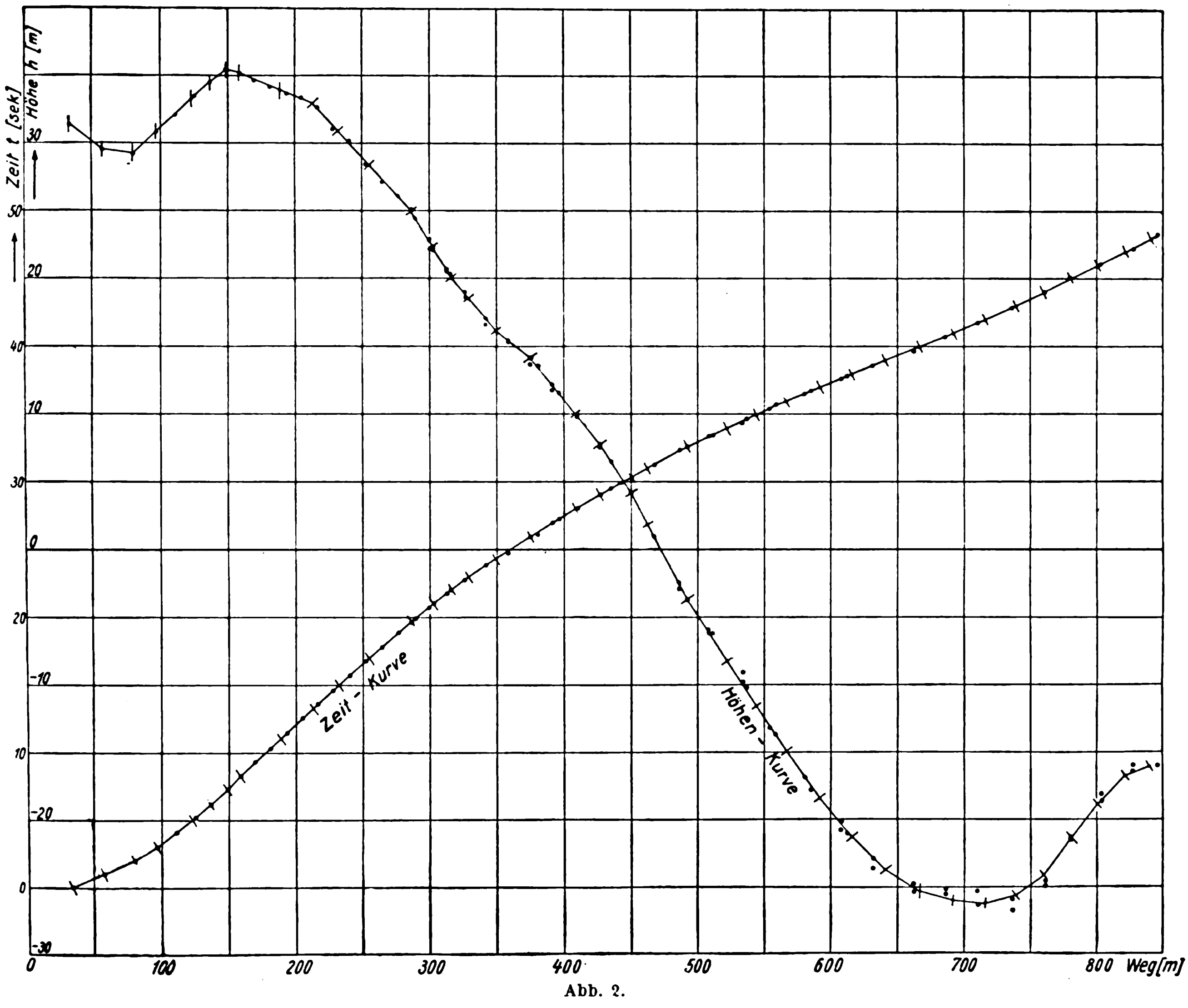


Abb. 2.

Nr.	s m	$h_I + \Delta h$ m	h_{II} m	t s	Nr.	s m	$h_I + \Delta h$ m	h_{II} m	t s
1	34	—	31,4	0	31	391,5	11,9	12,2	27,00
2	57,5	—	29,6	0,98	32	396,5	—	11,6	27,24
3	79,5	—	29,3	2,00	33	410,0	9,9	10,0	28,02
4	96,5	—	30,9	3,00	34	427,3	7,6	7,8	29,09
5	111,0	—	32,1	4,06	35	430,8	—	6,5	29.52
6	124,5	—	33,5	5,13	36	451,0	4,2	—	30,19
7	136,5	—	34,5	6,13	37	468,0	1,0	1,0	31,22
8	149,0	—	35,4	7,22	38	486,8	—2,8	—2,5	32,32
9	158,5	—	35,2	8,24	39	492.5	—	—3,7	32,58
10	169,3	—	34,7	9,28	40	508,5	—6,1	—5,9	33,38
11	181,0	—	34,2	10,27	41	511,3	—	—6,2	33.46
12	193,5	—	33,7	11,42	42	534,3	—9,8	—9,1	34,40
13	204,5	—	33,4	12,51	43	537,0	—	—10,2	34,67
14	216,5	—	32,7	13,56	44	554,0	—	—13,2	35,46
15	228,0	—	31,1	14,59	45	559.0	—	—13,0	35,72
16	240,3	—	30,2	15,66	46	580,5	—16,9	—	36,53
17	252,3	—	28,5	16,78	47	585,3	—	—17,8	36,78
18	264,5	—	27,2	17,78	48	608,0	—20,8	—20,2	37,62
19	276,5	—	26,1	18,85	49	612,3	—	—21,0	37,87
20	286,5	25,1	25,0	19,63	50	631,8	—23,6	—22,9	38,62
21	289,3	—	24,5	19,90	51	662,3	—24,8	—25,3	39,68
22	300,0	22,9	23,0	20,70	52	686,0	—25,5	—25,2	40,76
23	302,4	—	22,2	21,00	53	710,5	—25,3	—26,3	41,78
24	313,0	20,6	20,7	21,76	54	736,3	—25,9	—26,8	42,89
25	315,8	—	20,4	22,06	55	760,8	—24,6	—24,9	44,02
26	326,5	18,7	19,0	22,82	56	780,3	—21,4	—21,5	45,08
27	342,0	16,7	17,1	23,85	57	803,3	—18,2	—18,7	46,09
28	358,8	15,5	15,4	24,88	58	827,8	—16,5	—16,1	47,21
29	375,8	13,7	14,2	25.95	59	846,3	—	—16,1	48,34
30	381,0	—	13,6	26,02					

Der weiteren Auswertung wurden die Hopfschen Gleichungen für den beschleunigten Flug zugrunde gelegt (siehe Fuchs und Hopf 1922, S. 346).

$$c_w \frac{\gamma}{2g} F v^2 = -G \sin\varphi - \frac{G}{g}\frac{dv}{dt} \quad \ldots\ldots (1)$$

$$c_a \frac{\gamma}{2g} F v^2 = G \cos\varphi + \frac{G}{g} v \frac{d\varphi}{dt} \quad \ldots\ldots (2)$$

Durch Division der 2. durch die 1. Gleichung erhalten wir:

$$\frac{c_w}{c_a} = \varepsilon = \frac{-\sin\varphi - \frac{1}{g}\frac{dv}{dt}}{\cos\varphi + \frac{1}{g} v \frac{d\varphi}{dt}}.$$

In erster Annäherung ist

$$\varepsilon = \left[-\operatorname{tg}\varphi - \frac{1}{g\cos\varphi}\frac{dv}{dt}\right]\left[1 - \frac{1}{g\cos\varphi} v \frac{d\varphi}{dt}\right] \quad . (3)$$

In unserer Betrachtung setzen wir

$$-\operatorname{tg}\varphi = \varepsilon$$

$$\frac{d\varphi}{dt} = -(1-\varepsilon^2)\frac{d\varepsilon}{dt} \quad \ldots\ldots\ldots (4)$$

$$\frac{1}{\cos\varphi} = 1 + \frac{\varepsilon^2}{2} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (5)$$

Wir erhalten dann

$$\varepsilon = \left[\varepsilon - \frac{1}{g}\left(1 + \frac{\varepsilon^2}{2}\right)\frac{dv}{dt}\right]\left[1 + \frac{1}{g}\left(1 + \frac{\varepsilon^2}{2}\right) v (1-\varepsilon^2)\frac{d\varepsilon}{dt}\right] \quad (3\,\text{a})$$

Näherungsweise schreibt sich Gleichung (3a)

$$\bar{\varepsilon}(1-\lambda) = \varepsilon - \frac{1}{g}\frac{dv}{dt} \quad \ldots\ldots\ldots (3b)$$

Wobei die Korrekturgröße

$$\frac{v_h}{g}\frac{d\varepsilon}{dt} = \lambda \quad \ldots\ldots\ldots\ldots (6)$$

gesetzt ist. Jetzt ist

$$v = \frac{v_h}{\cos\varphi}$$

wo v_h die gemessene Horizontalgeschwindigkeit ist.

$$\frac{dv}{dt} = \frac{1}{\cos\varphi}\frac{dv_h}{dt} + v_h \frac{\operatorname{tg}\varphi}{\cos\varphi}\frac{d\varphi}{dt}.$$

der Differenz beider Kurven $\bar{\varepsilon}\,(1-\lambda)$ herausgreifen zu können. $\bar{\varepsilon}$ gehört zu einem $\bar{v}_h$ das sich aus Gleichung (2a) und (8) berechnen läßt.

$$c_a \frac{\gamma}{2g} F \frac{v_h^2}{\cos\varphi} = G\cos\varphi + \frac{G}{g}\frac{v_h}{\cos\varphi}\frac{d\varphi}{dt} \quad \ldots (2a)$$

Für den unbeschleunigten Flug gilt

$$c_a \frac{\gamma}{2g} F \frac{\bar{v}_h^2}{\cos\bar{\varphi}} = G\cos\bar{\varphi} \quad \ldots\ldots\ldots (8)$$

Durch Division erhalten wir, wenn wir die Werte aus Gleichung (4), (5) und (7) einsetzen, näherungsweise:

$$\frac{v_h^2}{\bar{v}_h^2} = 1 - \lambda$$

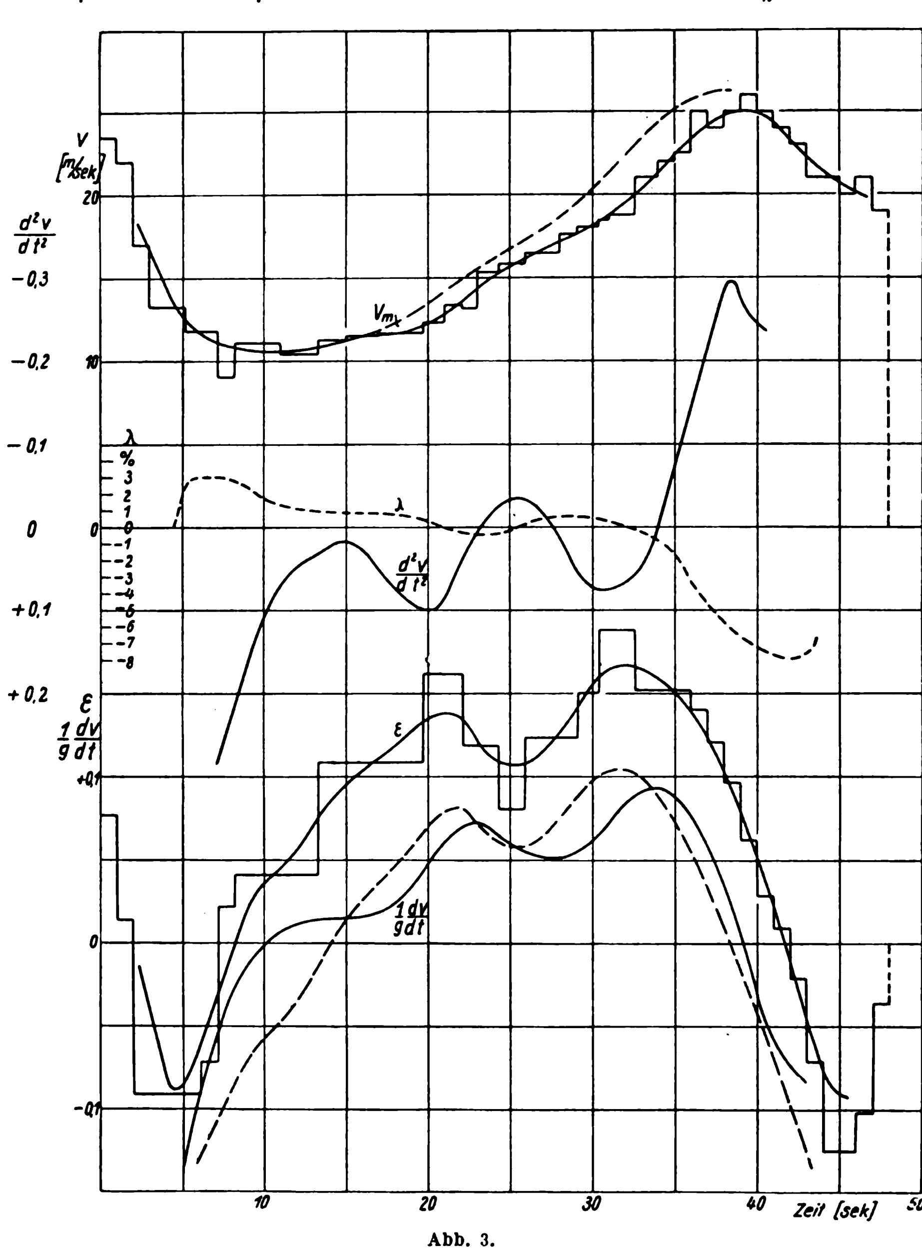


Abb. 3.

Setzen wir die Werte aus Gleichung (4), (5), (6) ein, so ist näherungsweise:

$$\frac{1}{g}\frac{dv}{dt} = \frac{1}{g}\frac{dv_h}{dt} - \varepsilon\cdot\lambda \quad \ldots\ldots (7)$$

λ ist eine geringe Korrekturgröße, die in vertikalen Flugbahnkrümmungen in vH zuzuschlagen ist. In Abb. 3 ist λ vH in Abhängigkeit von der Zeit aufgetragen, es wurde berücksichtigt, wenn es $\gtreqless$ 2 vH war.

Durch Gleichung (3b) ist die Aufgabe gestellt, ε und $\frac{1}{g}\frac{dv}{dt}$ in Abhängigkeit von der Zeit aufzuzeichnen um aus

also:

$$\bar{v}_h = v_h\left(1 + \frac{\lambda}{2}\right) \quad \ldots\ldots\ldots (9)$$

Die Auswertung geschah in der Weise, daß durch die Höhen- und Zeitmeßpunkte Polygonzüge gelegt wurden, deren Abschnitte sich je nach den Bedingungen der Höhen- und Zeitkurven über ungefähr je 1 s erstrecken. Die Polygone ergeben zwischen den Eckpunkten konstante Gleitwinkelwerte ε und Geschwindigkeitswerte v_h. Diese Werte wurden in Abhängigkeit von der Zeit als Treppenkurven aufgetragen (Abb. 3). Bei der Bestimmung dieser Treppenkurven wurde darauf gesehen, daß sie auf längeren Zeit-

räumen auch tatsächlich der gemessen Flugstrecke und dem gemessenen Höhenverlust entsprachen, d. h. daß die Integrale über längere Zeiträume mit verhältnismäßig größerer Genauigkeit verbürgt sind, als die einzelnen Werte der einzelnen Polygonseiten.

Dies geschah deswegen, damit die verhältnismäßig großen Fehler der Geschwindigkeits- und Gleitwinkelbestimmung über eine Sekunde nicht in das Resultat für größere Flugzeiten und Flugstrecken eingehen. Die Polygone und ebenso das Weg-Höhendiagramm zeigen, daß Nehring entgegen dem Auftrage mit zeitweise sehr schnell verändertem Anstellwinkel geflogen ist, was er aus der Längsinstabilität der Maschine erklärte. Diese Schwankungen verlangen also einen Ausgleich der Treppenkurven, da ja auch unmittelbar zu erkennen ist, daß die Treppenkurven selbst nicht integriert werden können.

Außerdem verlangt die Höhenbestimmung, welche besonders auf der hinteren Flugstrecke nur mit 30 cm genau angesetzt werden kann, die Mittelwertsbildung über ungefähr 5 s Zeitelemente, da in kürzeren Zeiten die Höhenmeßfehler nicht mehr klein gegen den Höhenverlust der Maschine sind.

Diese Mittelwerte wurden von Sekunde zu Sekunde über je 5 s Elemente gebildet. Die ausgeglichenen Kurven der Abb. 3 sind also die Kurven dieser Mittelwerte. Die Geschwindigkeitsmittelwerte wurden gebildet über die Größe v_h selbst, damit das Flugstreckenintegral

$$\int v_h \cdot d\,t$$

erhalten bleibt. Die Mittelwerte der räumlichen Gleitwinkel wurden gebildet über die Größe $v_h \cdot \varepsilon$, damit das Sinkhöhenintegral

$$\int v_h \cdot \varepsilon \cdot d\,t$$

erhalten bleibt.

Zur Kontrolle der v_h-Kurve wurde nun das Staudruckdiagramm herangezogen (Abb. 4). Wie schon oben erwähnt, war eine Zeitidentifizierung unmöglich. Die Schwankungen in der Basis sind nicht auf Böen zurückzuführen, sondern auf die Tatsache, daß beim Transport der Staudruckschreiber noch weiter lief und daher Erschütterungen zeigt. Es war aber trotzdem noch eine Basislinie, die vor dem Start geschrieben wurde, gut zu erkennen. Deutlich erkennbar ist im Staudruckdiagramm der Buckel, der in

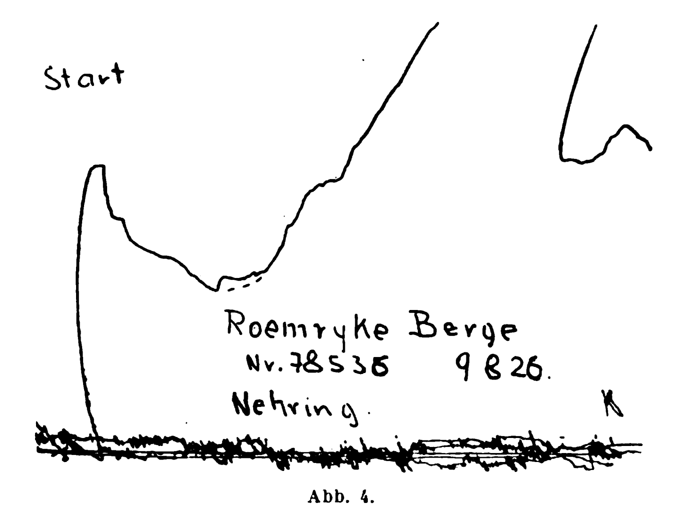


Abb. 4.

unserer Geschwindigkeitskurve in Abb. 3 zwischen s 20 und 30 liegt. Auch das Minimum des Staudrucks stimmt innerhalb der Genauigkeit des Staudruckschreibers mit dem Minimum der vermessenen Fluggeschwindigkeit überein (nach der Eichung der Askaniawerke). Die hohen Geschwindigkeiten, welche die Flugbahnvermessung in den ersten 3 s nach dem Start liefert, widersprechen dem Staudruckdiagramm. Sie sind wahrscheinlich nicht reell, weil in diesem Gebiet der Einfachanschnitt mit großen Fehlern behaftet sein kann. Eine Umlegung der Grundrißbahn innerhalb der Genauigkeit des Einfachanschnittes (Abb. 1 gestrichelte Kurve) würde diese Unterschiede zwischen den gemessenen Geschwindigkeiten und dem Staudruck beseitigen.

Aus der v_h-Kurve wurden rechnerisch wieder über 5 s die mittleren $\frac{d\,v_h}{d\,t}$-Werte ermittelt und aus diesen Größen nach Gleichung (7) eine Kurve für den Wert $\frac{1}{g}\frac{d\,v}{d\,t}$ gezeichnet.

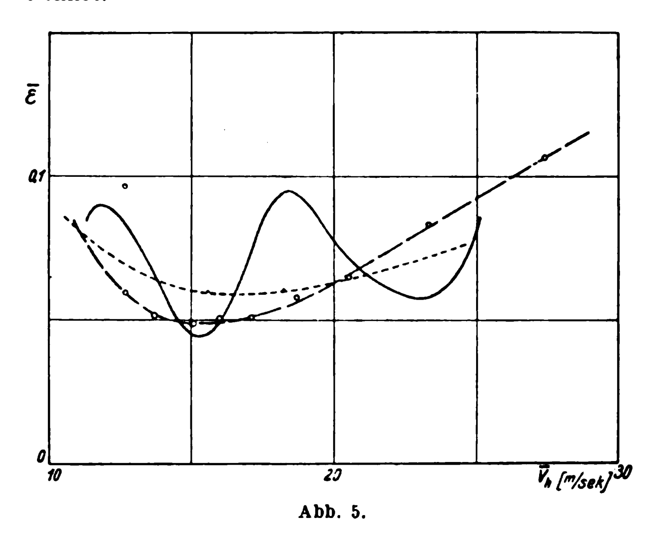


Abb. 5.

Nach Gleichung (3b) müßte die Differenz zwischen ε und $\frac{1}{g}\frac{d\,v}{d\,t}$, wenn man sie um λ vH vermehrt, den aerodynamischen Gleitwinkel ergeben, welcher im unbeschleunigten Fluge zu nahezu der gleichen Geschwindigkeit nach Gleichung (9) gehört. Gleichung (3a) und (9) gestatten also ein Gleitwinkeldiagramm für den unbeschleunigten Flug aus den Kurven v_h, ε und $\frac{1}{g}\frac{d\,v}{d\,t}$ zu ermitteln. Das Ergebnis dieser Ermittlung ist im $\bar{\varepsilon}/\bar{v}_h$-Diagramm (Abb. 5) mit der ausgezogenen Kurve eingezeichnet. Aus den großen Schwankungen dieser Kurve kann man schließen, daß die Messung keine direkte Möglichkeit der $\bar{\varepsilon}$-Bestimmung zuläßt. Es ist nun unsere Aufgabe, nach den Ursachen zu fragen, die diese Schwankungen in der $\bar{\varepsilon}$-Kurve erzeugen. Zum Vergleich habe ich das mir von Herrn Koch, Darmstadt, zur Verfügung gestellte Diagramm, nach den Windkanalmessungen (Göttinger Profil 426) für 1000 m Höhe berechnet, im $\bar{\varepsilon}$-Diagramm (Abb. 5) langgestrichelt eingezeichnet. Mit Hilfe dieser langgestrichelten $\bar{\varepsilon}$-Kurve wurde nach Gleichung (3b) eine Kurve $\frac{1}{g}\frac{d\,v}{d\,t}$ ermittelt und ebenfalls langgestrichelt in Abb. 3 eingezeichnet, welche den gemessenen Werten ε und dem theoretischen $\bar{\varepsilon}$-Diagramm (Abb. 5) genügt.

Über diese Kurve $\frac{d\,v}{d\,t}$ wurden weiterhin Werte v_h integriert von s 15 bis 38 und danach eine ebenfalls langgestrichelte Kurve v_h in Abb. 3 eingetragen. Die Abweichungen dieser Kurve v_h von den tatsächlich gemessenen Geschwindigkeiten (Treppenkurve) sind ersichtlich größer als die Streuungen, die in der Messung liegen.

Die Abweichungen der gemessenen $\frac{1}{g}\frac{d\,v}{d\,t}$-Werte (ausgezogene Kurve) von den theoretischen sind ungeheuerlich bis s 10; so ungeheuerlich, daß man beinahe geneigt ist, irgendwelche ganz grobe Störungen in der Messung zu vermuten. Es ist aber durch kein Mittel möglich gewesen, irgendeine derartige Fehlerquelle zu entdecken, abgesehen von dem Anfang bis s 5, ein Gebiet, welches, wie schon oben bemerkt, durch den Einfachanschnitt fehlerhaft sein kann. Immerhin könnte man geneigt sein, auch diese Abweichungen Fehlern im Einfachanschnitt zuzuschreiben.

Gefälscht werden können die Messungsresultate allgemein durch verschiedene Ursachen in folgenden Größenordnungen:

Die Zeit ist bis auf eine Genauigkeit von $^1/_{50}$ s als verbürgt anzusehen, die Geschwindigkeit also durch die Mittelwertsbildung über 5 s bis auf 4 vT Zeitfehler.

Die Flugbahnpunktbestimmung im Grundriß kann bis auf 1 m genau angesehen werden, macht auf durchschnittlich 75 m in 5 s eine Fehlerhaftigkeit von 1—1½ vH. Die Höhenbestimmung wird auf den nahen Entfernungen eine Genauigkeit von 20 cm, auf den großen Entfernungen eine Genauigkeit von 30 cm haben. Bei aerodynamischen Sinkgeschwindigkeiten von 5 m/5 s auf nahen Entfernungen und 8 m/5 s auf großen Entfernungen könnte dadurch eine Fälschung der ε-Werte von ca. 4 vH auftreten.

Diese Meßfehler müssen aber als obere Grenzen angesehen werden, sie reichen, selbst wenn sie sich alle addieren, nicht hin, die Abweichungen zu erklären.

Weniger leicht abzuschätzen sind die atmosphärischen Störungen. Schwache Horizontalböen könnten wohl bei kleinen Geschwindigkeiten einen Einfluß ausüben, bei dem die ε-Werte sich schnell ändern. Bei großen Fluggeschwindigkeiten ist dies dagegen nicht möglich. Eher berechtigt wäre die Vermutung, daß sich in dem Fluge Auf- und Abwinde ausgewirkt haben. Es müßten sich dann aber in kurzer Zeitspanne Auf- und Abwinde abgelöst haben. Ihre Größenanordnung betrüge im Gebiet um

s 10	60 cm/s Aufwind
s 20	30 cm/s Abwind
s 25	0 cm/s Aufwind
s 30	70 cm/s Abwind
s 36	45 cm/s Aufwind.

Ein Aufwind könnte noch durch thermische Strömungen erklärt werden, obwohl morgens gegen 9 Uhr thermische Aufwinde von dieser Stärke noch nicht erwartet werden können. Dagegen sind Abwinde von 30 und 70 cm/s auf der Wasserkuppe nicht einmal bei 5 m/s Wind in Lee beobachtet worden.

Immerhin könnte der Flug bis s 15 doch einer atmosphärischen Strömung unterliegen; aber ein Abwind von 70 cm/s um s 30 herum scheint ganz ausgeschlossen.

Man kann nicht umhin, diese Abweichungen wenigstens zum Teil darauf zurückzuführen, daß die Luftkraftbeiwerte nicht nur vom Anstellwinkel sondern auch vom Beschleunigungszustand abhängen. Dafür spricht der Umstand, daß gerade im Gebiet des günstigsten Gleitwinkels die theoretischen und gemessenen ε-Werte zusammenfallen, weil diese gerade im Gebiet des besten Gleitwinkels mit der Geschwindigkeit sich am wenigsten ändern. Die zweite Beschleunigung $\frac{d^2 v}{d t^2}$ scheint von besonderem Einfluß zu sein. Diese ist daher auch in Abb. 3 eingezeichnet, doch können natürlich bei dieser dritten Differentiation schon erhebliche Fehler eintreten.

Schwer zu erklären bleiben aber die Abweichungen bis s 15. In jedem Falle habe ich versucht, eine mittlere Kurve ε im Diagramm $\varepsilon/\bar{v}_h$ zu bestimmen (kurz gestrichelte Kurve in Abb. 5). Diese Kurve hat wenigstens den Wert einer Energiebilanz für den vorliegenden beschleunigten Flug, insofern die dazugehörigen Werte $v_h \cdot \varepsilon$ eine mittlere Schwebeleistung angeben. Es ist auch von Interesse zu sehen, inwieweit man überhaupt aus der vorliegenden Messung ein $\bar{\varepsilon}$-Diagramm auswerten kann.

Zur Ermittlung der mittleren $\bar{\varepsilon}$-Werte läßt sich folgender Ansatz machen:

$$c_w = c_{w1} + \text{konst. } c_a^2$$

$$c_a = \frac{g}{F \frac{\gamma}{2g}} \cdot \frac{1}{v^2}$$

$$\frac{c_w}{c_a} = \bar{\varepsilon} = a \cdot \bar{v}^2 + \frac{b}{\bar{v}^2} \quad \ldots \ldots \ldots (11)$$

Dabei bedeutet:

a eine Konstante von der Dimension s^2/m^2,
b eine Konstante von der Dimension m^2/s^2.

Nach der Methode der kleinsten Fehlerquadrate lassen sich die Werte a und b berechnen, welche für die gemessenen $\bar{\varepsilon}$-Werte die kleinsten Fehlerquadrate von $\bar{\varepsilon}\,\bar{v}_h$ gegenüber dem Gesetz der Gleichung (11) bedingen. Die »Fehlergleichungen«, nach welchen die Konstanten a und b ermittelt wurden, lauten also

$$\delta_n = a\,\bar{v}^3_n + \frac{b}{\bar{v}_n} - \bar{\varepsilon}_n\,\bar{v}_n \quad \ldots \ldots (12)$$

Die Methode der kleinsten Fehlerquadrate liefert also als »Normalgleichungen« zur Bestimmung der Konstanten a und b die beiden Gleichungen

$$[\bar{v}^3\,\bar{v}^3]\,a + \left[\bar{v}^3 \cdot \frac{1}{\bar{v}}\right] b - [\bar{v}^3 \cdot \bar{\varepsilon} \cdot \bar{v}] = 0 \quad \ldots (13a)$$

$$\left[\bar{v}^3 \cdot \frac{1}{\bar{v}}\right] a + \left[\frac{1}{\bar{v}} \cdot \frac{1}{\bar{v}}\right] b - \left[\frac{1}{\bar{v}} \cdot \bar{\varepsilon} \cdot \bar{v}\right] = 0 \quad \ldots (13b)$$

Über den Bereich s 10 bis 40 ergaben sich die Konstanten

$a = 0{,}000104\ s^2/m^2$,
$b = 8{,}26\ m^2/s^2$.

Die Kurve nach Gleichung (11) ist in Abb. 5 kleingestrichelt eingezeichnet. Das Resultat befriedigt in keiner Weise als Flugeigenschaftsbestimmung für unbeschleunigte Flugzustände, aber die Untersuchung zeigt immerhin, welche Möglichkeiten die kinematographische Flugvermessung bietet und weist gleichzeitig auf das Gebiet hin, für das die Meßmethode ausgearbeitet worden ist, die Untersuchung beschleunigter Flugzustände. Bei der Auswertung hat es sich ergeben, daß neben einer exakten Bodenvermessung, die auch nur möglich ist, wenn die Meßstände durch Betonierung die Sicherheit geben, daß eine Veränderung der Bezugsraster unmöglich ist, Registrierungen im Flugzeug selbst vorgenommen werden. Neben einer exakten Staudruckmessung wird ein Anstellwinkelschreiber von großer Bedeutung sein, wie auch eine Registrierung der Steuerausschläge. Auf diese Weise wird es wohl möglich sein, dem Problem des beschleunigten Flugzustandes näherzukommen.

Nachruf.

Der Assistent,

Dipl.-Ing. MAX SEEFELDT,

ist am 19. Oktober 1926 bei einem Übungsflug tödlich verunglückt.

Die VDL verliert an dem Verstorbenen einen tüchtigen Ingenieur und Flugzeugführer, der am Beginn einer erfolgreichen Berufslaufbahn stand.

Als Mensch und als Kamerad hat er allen DVL-Angehörigen nahegestanden. Die DVL wird den Verstorbenen stets in Erinnerung behalten.

Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V.
Der Aufsichts-Ausschuß:
Mühlig-Hofmann.
Der Vorstand:
Hoff. v. Dewitz. Madelung.

Buchbesprechungen.

Der Luftschiffbau Schütte-Lanz 1909 bis 1925. Herausgegeben von Dr.-Ing. E. h. Johann Schütte, Geh. Reg.-Rat und ordentlicher Professor. Verlag von R. Oldenbourg, München und Berlin 1926.

Nachdem der Luftschiffbau Schütte-Lanz unter dem Drucke des Versailler Diktates und der ungünstigen wirtschaftlichen Lage Deutschlands vorläufig den Betrieb ein-



stellen mußte, faßten seine Schöpfer den dankenswerten Entschluß einer Veröffentlichung sowohl der Geschichte des Unternehmens wie auch aller seiner technischen und wissenschaftlichen Unterlagen. Die Bearbeitung der einzelnen Abschnitte dieses einzigartigen Werkes haben die zuständigen Mitarbeiter Prof. Schüttes, des geistigen Vaters des Luftschiffes Schütte-Lanz, übernommen, von dem selbst die überaus lehrreiche Vorrede herrührt. Wir ersehen daraus, daß die Erfahrungen beim Untergang des Zeppelinluftschiffes »LZ IV« bei Echterdingen am 5. August 1908 den Anstoß zu den Entwürfen der neuen Luftschiffgattung boten. Diese erhielt von vornherein eine aerodynamisch richtige Form, welche später noch vervollkommnet werden konnte und schließlich auch vom Zeppelin-Luftschiffbau übernommen wurde. Wir werden weiter eingeweiht in die statischen Gesichtspunkte für die Verteilung der Motorgondeln, den Einfluß des Laufganges sowie für die Bauweise des Gerippes, deren in allen wesentlichen Punkten endgültige Gestaltung schon bei dem Heeresluftschiff SL 2 im Jahre 1913 erreicht worden ist. Von besonderem Interesse ist die briefliche Bestätigung des ganz selbständigen Vorgehens des S.L.-Luftschiffbaues durch den inzwischen verstorbenen hervorragenden Statiker Prof. Müller-Breslau im Jahre 1915.

Die ausführliche Beschreibung des Starrluftschiffes S.L. entstammt der Feder des Obering. Dr.-Ing. D. Rühl und ist mit zahlreichen Textabbildungen und Konstruktionszeichnungen auf Tafeln ausgestattet. Daran schließt sich eine wirtschaftliche Studie des Direktors Dr.-Ing. W. Bleistein über den Einfluß der Geschwindigkeit mit einer Reihe wichtiger Zahlentafeln und Schaubilder über alle einschlägigen Größen und Beiwerte.

Sehr eingehend verbreiten sich alsdann die Oberingenieure Weiß und Gentzcke über den Entwurf und die Festigkeitsrechnungen der Starrluftschiffe. In diesem größten Abschnitt ist eine Fülle von Erfahrungen und geistiger Arbeit aufgespeichert und in geschickter Weise dem technischen Gemeingut zugeführt worden. Die sehr wichtige Prüfung der Berechnungsergebnisse durch Biegeversuche am Gerippe des S.L. 21 im Jahre 1918 ist im Anhang hierzu dargestellt. Ein weiterer Abschnitt »Beiträge zum Starrluftschiffbau« von Obering. Weiß ist der zweckmäßigen Ermittlung der Schiffsform auf Grund von Widerstandsmessungen sowie dem Leitwerk, der Propelleranordnung, dem Einfluß des inneren Laufganges und den Belüftungseinrichtungen gewidmet, wobei auch alle Nachkriegserfahrungen einschließlich der Katastrophe der »Shennandoah« herangezogen werden. In dem folgenden Bericht über die »Leichtkonstruktion des Luftschiffbaues S.L.« von Obering. Gentzcke kommt der Konstrukteur ausführlich zu Worte. Hier werden auf Grund der durch Schaubilder erläuterten Festigkeitseigenschaften der Baustoffe die einzelnen Konstruktionsteile des Gerippes in allen Einzelheiten an Hand zahlreicher Lichtbilder und maßgerechter Bauskizzen eingehend erörtert. Hier findet man u. a. die Gesichtspunkte für richtige Aussparungen zum Zwecke der Gewichtsersparnis unter Wahrung der Sicherheit.

Der Abschnitt über die elektrischen Anlagen von Aschmann enthält die Entwicklung der Stromlieferung, des Maschinentelegraphen, der Lichtsignale und die Anlagen für den Bombenabwurf sowie Telephon und Funkentelegraphen, eingehend erläutert durch Abbildungen und Schaltungsschemata. Ein kurzes Kapitel von C. Endras über Gaszellen und Außenhüllenstoffe bringt ein reiches Material über die allmähliche Verbesserung dieser Dinge an Hand der Stoffprüfung auf Festigkeit und Durchlässigkeit mit Rücksicht auf das immer ausschlaggebende Gewicht. Etwas mehr hätte man vielleicht über den Luftschiffmotor erwartet, während der Bericht von Hillmann über den S.L. Großflugzeugbau überhaupt etwas aus dem Rahmen herausfällt. Den Schluß des eigentlichen Werkes bildet eine recht flüssig geschriebene Abhandlung von Dr. Helffrich über Klimatologie, aus der hervorgeht, daß das S.L.-Unternehmen auch dieses für die Luftfahrt so wichtige Gebiet stets im Auge behalten hat.

Es liegt auf der Hand, daß der Inhalt der oben besprochenen Abschnitte nur von Fachleuten, denen er ein ganz unschätzbares Material übermittelt, voll gewürdigt werden kann. Demgegenüber ist der Anhang für jeden Freund der Luftschiffahrt verständlich und wird sicher einen sehr großen Leserkreis finden. Er behandelt zunächst aus der Feder des Direktors Dieterich die Entwicklung des Luftschiffbaues S.L. von den ersten Anfängen bis zur Zerstörung der Werft. Niemand wird die in den Text eingestreuten Dokumente und Verhandlungen ohne Bewegung lesen. Das gilt auch für die lehrreichen Ausführungen Dr.-Ing. Roesers zur Geschichte des deutschen Starrluftschiffes mit einer großen Zahl ausgezeichnet wiedergegebener Lichtbilder und Schattenrisse aller Typen, die durch ein klassisches Gutachten von Müller-Breslau vom 22. Januar 1922 über die statischen Verhältnisse der S.L.Luftschiffe abgeschlossen werden. In allen diesen Abschnitten wie auch in den letzten Zeilen »Was hat die Luftschiffahrt dem Luftschiffbau S.L. zu verdanken?« von Oberstleutnant Grützner wird mit Verehrung und Bewunderung der Leistungen des Grafen Zeppelin auch dann gedacht, wenn die Wege auseinandergingen oder Gegensätze zutage traten.

Alles in allem: Das vom Verlage glänzend ausgestattete Werk gereicht seinem Herausgeber und den Verfassern zur Ehre; dem deutschen Volke und seinen Ingenieuren aber legt es die Pflicht auf, das hier niedergelegte Vermächtnis nicht nur treu zu bewahren, sondern weiter zu entwickeln und wieder nutzbar zu machen zum allgemeinen Wohle. Möge es darum recht viele dankbare Leser finden.

H. Lorenz.

Weltflug-Spiel. Herausgegeben von Walter Mackenthun. 2. Auflage. 1926. Berlin. Eine große Weltkarte mit 6 verschiedenfarbigen Flugzeug-Modellen, einem Würfel und einer Schachtel Spielmarken. Zu beziehen durch die Geschäftstelle der WGL. Preis RM. 10,50.

Ein Gesellschaftspiel, bei dem jeder Teilnehmer ein zierlich ausgeführtes Flugzeug erhält und dieses je nach der Augenzahl seines Würfelns über 100 Felder der Erdkarte vorwärtszubringen hat. Dabei erlebt er die mannigfachen Geschicke eines Weltumfliegers, die vom Warmlaufenlassen des Motors bis zur Bruchlandung oder zum hohen Flugpreis in geistvollster Form durch Überspringen beim Würfeln, durch Zurückgehen auf eine frühere Station, durch Gewinn aus der Kasse oder Abgabe an Mitspieler vor Augen geführt und auf den einzelnen Feldern im Zusammenhang mit sehr guten Aufnahmen aus aller Welt erläutert werden.

Um die Weltbedeutung des Fliegens zu betonen, hat der Verfasser den Flug mit voller Absicht in London beginnen und enden lassen; doch kommt Deutschland nicht zu kurz, auch die Rhön-Segler sind durch Bild und anregenden Text gewürdigt.

Das Spiel ist für die reifere Jugend bestimmt und wird manchem Vater gerade jetzt vor der Weihnachtszeit als lehrreiches Geschenk von hohem Bildungs- und Erziehungswert willkommen sein, zumal auch der Erwachsene es seiner wohldurchdachten Anlage wegen gern mitspielen wird.

Erfreulicherweise ist die vorliegende Ausgabe im Preise wesentlich herabgesetzt. —r—.

Sport- und Verkehrsfliegerei. F. Wittekind. 1926. Verlag Georg Westermann, Braunschweig und Hamburg. 8°. 238 S. mit 110 Abb. Preis kart. RM. 4.

Nach einem einleitenden Teil, der die Entwicklung, die verschiedenen Arten und den Aufbau des Flugzeuges schildert, folgt eine Beschreibung der deutschen Sport- und Verkehrsflugzeuge, wobei meist ein Lichtbild diese Beschreibungen ergänzt. Ebenfalls sind wenige ausländische Flugzeuge in dem Buch enthalten. Einige Motoren und Meßgeräte, amtliche Bestimmungen und Adressen von Baufirmen, Fliegerschulen und Fachzeitschriften sind angeführt. H.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [23] und laufende Nummer [01 usw.].)

Flugzeuge. Dornier-Großflugboot s. Abb. 1 und 2, bei den Dornier-Metallbauten G. m. b. H., Friedrichshafen a. B., im Bau. Allgemeiner Aufbau ähnlich wie beim Dornier-Wal.

Rumpf als Boot, scharfer Kreuzerbug, zwei Stufen, seitliche Stützstummel. Aufbau aus gewöhnlichen Spanten, Rahmenspanten, die durch Dreieckfachwerk versteift sind, und wasserdichten Querschotten. Blechbekleidung. Alle Bauteile aus Duralumin. Fluggastraum für 13 Fluggäste

Triebwerk: in besonderer Gondel über Tragdeckmitte zwei hintereinander liegende Motoren. Die Gondel ist während des Fluges durch besonderen Schacht zugänglich.

Tragdeck gerade durchlaufend, halbfreitragend. Metallbau aus Stahlholmen und Duraluminblech-Beplattung.

Leitwerk wie beim Dornier-Wal.

Spannweite	28,5	m
Länge	23,5	m
Breite des Bootskörpers	3,5	m
Breite über Stützflossen	7,5	m
Motoren: Rolls-Royce-Condor III	2 × 650	PS
Fluggewicht . . . . rd.	10	t
Flugweite	2000	km



Abb. 1 zu 62301. Dornier-Superwal.

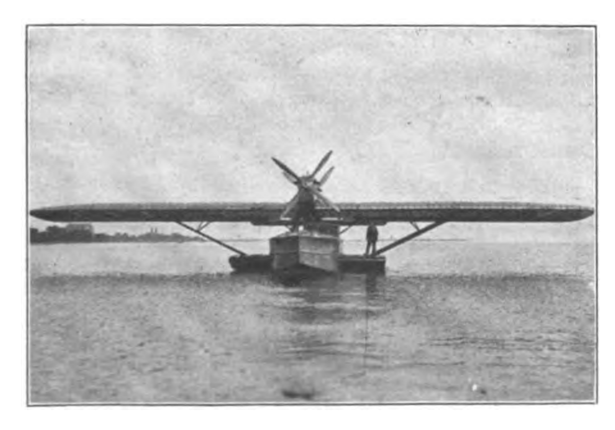
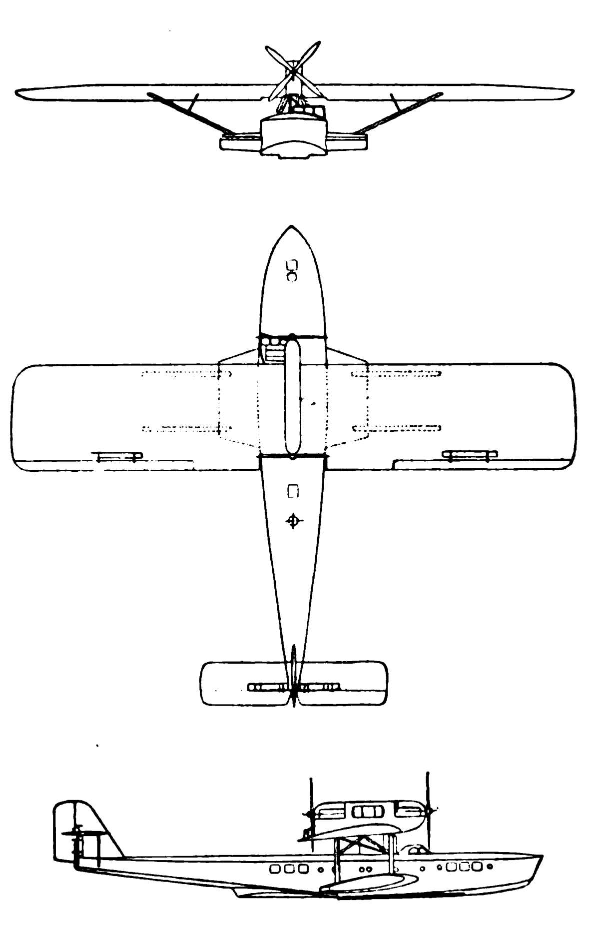


Abb. 2 zu 62301. Dornier-Superwal.



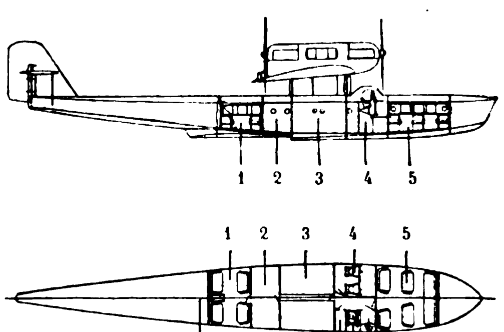


Abb. 3 zu 62301. Dornier-Superwal.

1 Fluggäste,	4 Führer,	7 Einstieg,
2 Gepäck,	5 Fluggäste,	8 F. T.,
3 Brennstoff,	6 Toiletten,	9 Einstieg.

— Das neue Dornier-Großflugboot; Flugsport 18, Nr. 19 vom 15. September 1926, S. 372 bis 373 (2 Sp., 4 Lichtb.). *H.* 62301.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

24. Heft 28. Dezember 1926 17. Jahrgang

Das Kortsche Luftschiff.

Von R. v. Kehler.

Für die Luft-Fahrzeug-Gesellschaft, die als älteste Prallschiffe bauende Luftschiffwerft ein natürliches Interesse an allen auf diesem Gebiet auftauchenden Vorschlägen hat, erlaube ich mir, zu dem Aufsatze des Herrn L. Kort »Ein neues Luftschiff«, erschienen im 16. Heft dieser Zeitschrift vom 28. August 1926, Stellung zu nehmen.

Was der Herr Verfasser im allgemeinen über Prallschiffe und ihre Verwendbarkeit auch in größeren Abmessungen sagt, kann ich in den meisten Punkten nur unterschreiben. Das Prallschiff hat den Hauptvorteil, daß es bei gleichen Leistungen einen größeren Nutzauftrieb besitzt als das Starrschiff. Dies liegt darin begründet, daß ein starres Gerippe bei genügender Sicherheit ein größeres Gewicht bedingt als die Hülle des Prallschiffs. Die inneren Einrichtungen sind bei beiden Systemen sehr ähnlich, da sie von den gleichen Anforderungen abhängig sind. Eine Unterteilung des Gasraumes, wie sie ein Starrschiff aufweisen muß, da ein langes, starres Gerippe ohne Querverspannungen im Innern praktisch für Luftschiffe nicht ausführbar wäre, ist auch für ein Prallschiff notwendig, da die Gasdrucke bei Schräglagen sonst zu groß werden würden und eben durch Unterteilungen abgefangen werden müssen. Hieraus ergeben sich die in ihren verschiedenen Ausführungen bekannten Abschottungen und Gaszellen. Auch das Leitwerk, der Laufgang, die Anbringung der Motoren und der Gondeln für Fahrgäste und Führer bedingen keine grundsätzlichen Verschiedenheiten zwischen dem starren und dem Prall-System. Für dies alles kommen auch keine wesentlichen Gewichtsunterschiede in Betracht, und der Hauptvorteil des Prallschiffes in bezug auf das geringere tote Gewicht liegt, wie oben gesagt, in seiner leichteren Hüllenkonstruktion begründet. Die Schwere dieser Hülle ist nun in erster Linie abhängig von der Zerreißfestigkeit und damit von den mit mehrfacher Sicherheit auszuhaltenden Drücken oder Spannungen.

Herr Kort ist der Ansicht, daß diese Spannungen mit geringerem Gewichtsbedarf aufgenommen werden könnten, als dies bei den bisherigen Prallschiffen, als welche für Deutschland nur die Parsevalschiffe der Luft-Fahrzeug-Gesellschaft in Frage kommen, möglich wäre. Er schlägt dafür eine Verstärkung der an sich sonst leichteren Hülle durch Schläuche vor, die also den Längsträgern des Starrschiffes entsprechen sollen. Ein ähnlicher Vorschlag ist mir schon einmal bekannt geworden, etwa im Jahre 1912. Es handelte sich damals um ein ganzes Schlauchgerippe, leider aber habe ich bis jetzt etwas Näheres über dieses Projekt und seinen Erfinder nicht wieder ermitteln können und kann es daher nicht in Vergleich mit dem Kortschen Vorschlag stellen. Herr Kort legt seinen Untersuchungen die Größe des bisher größten gebauten Starrschiffes, des ZR. III, mit 70000 m³ zugrunde und berechnet den für eine solche Größe notwendigen Betriebsdruck unserer Prallschiffe auf 23 bis 24 kg/m², während er den Betriebsdruck seines Schiffes auf 10 kg/m² berechnet. Er geht davon aus, daß der Betriebsdruck abhängig sei von dem Staudruck an der Spitze des Schiffes, der mit dem Quadrat der Geschwindigkeit wächst. Hierzu ist zu bemerken, daß wir uns von diesem Staudruck längst unabhängig gemacht haben, indem wir der Spitze des Schiffes durch mechanische Mittel oder auf sonstige Weise die nötige Steifigkeit zu geben gewohnt sind. Maßgebend für den Betriebsdruck ist allein die Bedingung der Biegungsfestigkeit des Schiffes, auf die der Staudruck natürlich von Einfluß ist. Der Betriebsdruck p_u läßt sich wie folgt errechnen. Für das Biegungsmoment besteht die Formel[1]):

$$M = 0{,}01 \cdot q \cdot V^{2/3} \cdot L,$$

wobei

M = Biegungsmoment in mkg,
q = Staudruck der höchsten Geschwindigkeit,
V = Luftverdrängung,
L = Schiffslänge

ist. Im vorliegenden Falle sind

$$q = 76,$$
$$V^{2/3} = 1700,$$
$$L = 167,$$

woraus sich ergibt: $M = 216000$ mkg.

Eine Biegung der Hülle erzeugt auf der einen Seite erhöhte und auf der anderen Seite verminderte Längsspannungen, so daß die Resultierende dieser Längsspannungen aus der Schiffsachse heraustritt. Das Maß dieses Heraustretens, bevor die Hülle zum Einknicken kommt, kann mit ziemlicher Genauigkeit mit $\frac{r}{2}$ eingesetzt werden. Dieses Maß von $\frac{r}{2}$ multipliziert mit dem Gesamtdruck im Luftschiff ($P = p\, r^2 \pi$) gibt das größte Biegungsmoment, das das Schiff aufzunehmen vermag. Den Äquatorialdruck p entnimmt man daher aus der Gleichung

$$M = r^2 \cdot \pi \cdot p \cdot \frac{r}{2} = \frac{r^3 \pi \cdot p}{2}.$$

Bei $r = 14{,}4$ ergibt sich

$$p = \frac{2\,M}{r^3 \pi} = \frac{M}{4680}.$$

Der oben gefundene Wert von M war 216000, also

$$p = \frac{216{,}000}{4680} = 46{,}1 \text{ kg/m}^2.$$

Hiervon ist der Gasdruck abzuziehen mit

$$14{,}4 \cdot 1{,}16 = 16{,}7 \text{ kg/m}^2,$$

dann ergibt sich als Betriebsdruck:

$$p_u = 46{,}1 - 16{,}7 = 29{,}4 \text{ kg/m}^2.$$

Herr Kort will nun mit einem allgemeinen Betriebsdruck von 10 kg auskommen und die nötige Biegungsfestigkeit durch Einbringen von 25 auf 3000 kg/m² Druck aufgepumpten Längsschläuchen erzielen. Es sind die beiden Fragen zu untersuchen:

1. Kann die nötige Biegungsfestigkeit auf diese Weise erreicht werden?
2. Wenn sie erreicht wird, bedeutet dann diese Anordnung eine Gewichtsersparnis?

Zu 1. Die erste Frage ist grundsätzlich zu bejahen, denn es ist gleichgültig, ob man die für die Biegungsfestigkeit nötigen Längsspannungen in der Luftschiffhülle gleichmäßig im Umfange oder in einzelnen in einem Vieleck gelagerten Schläuchen aufspeichert, oder auch beides kombiniert. Die insgesamt aufzunehmenden Kräfte bleiben dieselben, und es kommt nur darauf an, ob die Einrichtungen ausreichen, um diese Kräfte aufzunehmen.

Um ein möglichst einfaches Vergleichsbild zu haben, sei angenommen, daß das Kortsche Luftschiff die gleichen Abmessungen zeige, wie sie für ein L.F.G.-Schiff von 70000 m³ Inhalt beabsichtigt sind.

Die Gesamtdruckkraft P im Luftschiff ist, wenn der oben errechnete Äquatorialdruck von $p = 46{,}1$ kg/m² eingesetzt wird,

$$P = \frac{28{,}8^2 \cdot \pi \cdot 46{,}1}{4} = 652 \cdot 46{,}1 = \text{rd. } 30{,}000 \text{ kg}.$$

Von dieser Kraft wird bei Kort aufgenommen durch den Betriebsdruck von 10 kg + Gasdruck (wie oben errech-

[1]) S. Jahrbuch der WGL 1923, Vortrag Dipl.-Ing. Naatz.

net) von 16,7 kg = 26,7 kg ein Druck von

$$652 \cdot 26{,}7 = \text{rd. } 17\,400 \text{ kg},$$

es fehlen also rd. 12600 kg, die von den Schläuchen aufgenommen werden müssen.

Der Durchmesser der Schläuche ist auf 0,3 angegeben, dann ist der Querschnitt der gesamten 25 Schläuche rd. 1,75 m², der Druck in den Schläuchen mithin

$$\frac{12{,}600}{1{,}75} = 7257 \text{ kg/m}^2.$$

Der von Herrn Kort angesetzte Druck von 3000 kg/m² reicht also nicht aus.

Die Querspannung in jeder einzelnen Schlauchhülle ist

$$S = 7257 \cdot 0{,}15 = \text{rd. } 1090 \text{ kg/m}.$$

Es ist ferner festzustellen, ob die Hülle des Kortschen Schiffes, abgesehen von den Schläuchen, die nötige Festigkeit hat. Die Spannung der Hülle eines gasgefüllten Prallschiffes kann man nun nicht in derselben einfachen Weise berechnen, wie sie soeben für die Spannung der luftgefüllten Schläuche angewandt worden ist, denn der Querschnitt des gasgefüllten Schiffes wird nicht kreisrund, sondern mehr oder weniger eiförmig. Für die Berechnung dieser Spannung ist bei der L.F.G. durch Herrn Dipl.-Ing. Naatz eine sehr einfache Faustformel aufgestellt worden, die bis zu 5 vH genau ist:

$$S = \frac{a \cdot r^2 \cdot \pi}{2} + p_u \cdot r,$$

wobei a den Auftrieb des Wasserstoffgases bedeutet,

$$S = \frac{1{,}16 \cdot 14{,}4^2 \cdot \pi}{2} + 14{,}4 \cdot p_u = 378 + 14{,}4 \cdot p_u.$$

Für die Hülle des Kort-Schiffes mit $p_u = 10$ ergibt sich also

$$S = 378 + 14{,}4 \cdot 10 = 522.$$

Nun besteht die Kortsche Hülle aus 2 Parallellagen zu je 1000 kg Festigkeit und einer Diagonallage von 800 kg Festigkeit. Die Diagonallage spielt erfahrungsgemäß für die Gesamtfestigkeit der Hülle so gut wie keine Rolle, und für die Doublierung sind noch 10 vH abzuziehen. Die Festigkeit der Kortschen Hülle beträgt somit rd. 1800 kg und der Sicherheitsfaktor für den Kortschen Betriebsdruck von 10 kg ist

$$\frac{1800}{522} = 3{,}45.$$

Er ist also zu gering, und die Hülle muß, um eine sechsfache Sicherheit zu haben, auf eine Festigkeit von 3132 kg gebracht werden.

Zu 2. Zur Berechnung der Gewichte ist ein Stoff mit der Festigkeit von 3132 kg für die Hülle zugrunde zu legen.

Der Hüllenstoff mit der Festigkeit von 3132 wiegt nach unseren Erfahrungen 680 g je m², die Oberfläche der Hülle hat rd. 11,250 m², unter Einrechnung eines Zuschlages von 10 vH für die Nähte muß das Gewicht der Kortschen Hülle mithin betragen

$$11{,}250 \cdot 0{,}68 + 10 \text{ vH} = \text{rd. } 8400 \text{ kg}.$$

Nach derselben Rechnung würde bei einem Betriebsdruck von rd. 30 kg/m² die Festigkeit der L.F.G.-Hülle 4800 kg, ihr Gewicht 810 g je m² und im ganzen rd. 10000 kg betragen. Das ergibt zunächst einen Unterschied zugunsten der Kortschen Hülle von 1600 kg, und mehr dürften die Schläuche nicht wiegen, wenn die Kortsche Anordnung gleich günstig mit der unsrigen ausfallen sollte. Das Gewicht der Schläuche ist aber wie folgt einzusetzen:

Die Schläuche sollen eine Spannung von 1090 kg aufnehmen. Bei der L.F.G.-Hülle beträgt die Spannung 800 kg und das Stoffgewicht 810 g je m²; dementsprechend ist als Stoffgewicht für die Kortschen Schläuche rd. 1 kg/m² einzusetzen, wobei der größere Bedarf an Gummi für die erhöhte Spannung noch unberücksichtigt bleibt. Die Stoffmenge für die Schläuche ist

$$25 \cdot 0{,}3 \cdot \pi \cdot 167 = \text{rd. } 3930 \text{ m}^2,$$

das Gewicht ist also

$$3930 + 10 \text{ vH für die Nähte} = \text{rd. } 4300 \text{ kg}.$$

Die Kortsche Anordnung wird also um rd. 2700 kg schwerer als die der L.F.G. und hat ein Gesamtgewicht von 12700 kg; der in dem Aufsatz errechnete Gewichtsvorteil des Kortschen Luftschiffes gegenüber einem Z-Schiff verringert sich nach obiger Rechnung um 7100 kg. Selbst aber, wenn die Gewichtsverhältnisse vorteilhafter lägen, so würden die vielen Quellen der Undichtigkeit solcher Schläuche unter hohem Druck gegen ihre Verwendung sprechen.

Die Kortschen Vorschläge gehen in der Hauptsache darauf aus, die Luftschiffhüllen bei gleicher Dichtigkeit und Festigkeit leichter zu machen, erreichen aber nach den oben angeführten Rechnungen dies Ziel gegenüber den bisherigen Hüllenanordnungen bei Prallschiffen nicht. So sehr nun auch der Prallschiffbau bestrebt sein muß, den Vorteil der leichteren Hülle gegenüber dem Starrschiffbau zu wahren, so geht die Entwicklung doch in einer anderen Richtung, und zwar dahin, die Deformierbarkeit des Prallschiffes zu beseitigen. Bei kleineren Abmessungen hat sich die Formveränderung des Prallschiffes, die naturgemäß durch die Verwendung dehnbarer Stoffe bedingt ist, mit in Kauf nehmen lassen. Mit der Vergrößerung der Abmessungen aber, wie sie von Verkehrsluftschiffen verlangt wird, wachsen die Unzuträglichkeiten der Formveränderung und machen sich schädlich geltend für die Unterbringung des Leitwerkes und der Fortbewegungsmittel. Das Schiff büßt dadurch ein an Geschwindigkeit und Manöverierfähigkeit. Es muß daher für Prallschiffe von einer gewissen Größe ab die Form unveränderlich gehalten werden. Diese Bedingung ist bei dem Luftschiff der L.F.G. erfüllt durch ein Stahlnetz, über das sich Näheres in dem Vortrage des Herrn Dipl.-Ing. Naatz, abgedruckt in den Berichten und Abhandlungen der W.G.L., Jahrbuch der W.G.L. 1923, findet. Der Vorteil des geringeren toten Gewichts gegenüber dem Starrschiff bleibt auch bei dieser Konstruktion gewahrt und ist unter der Annahme, daß die sonstigen Einrichtungen der starren und der prallen Bauart sich, was das Gewicht anbetrifft, die Wage halten, aus der Überlegung ersichtlich, daß das in den Schiffskörpern als Gerippe oder Netz verwendete Metall beim Starrschiff auf Biegung und Knickung, beim Prallschiff aber nur auf Zug beansprucht wird und daher beim Prallschiff wesentlich leichter gehalten werden kann. Nach unseren Berechnungen wird der Gewichtsvorteil mindestens derselbe bleiben, der sich in dem einzigen Fall gezeigt hat, in dem bisher ein Starrschiff und ein Prallschiff praktisch haben verglichen werden können; das war der Vergleich zwischen LZ 40 mit 31900 m³ Inhalt und 15900 kg Nutzauftrieb, und dem P 27 mit 31500 m³ Inhalt und 18000 kg Nutzauftrieb bei sonst annähernd gleichen Leistungen. Das Prallschiff hatte also einen Vorteil von mehr als 13 vH des Nutzauftriebes des Starrschiffes. Für die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs ist ein solcher Betrag, der der zahlenden Nutzlast zugute kommt, schon von wesentlicher Bedeutung, zumal er nicht etwa durch einen höheren Luftschiffpreis erkauft werden würde. Leider fehlt aber bisher auf der ganzen Welt noch der Luftschiffverkehr, und leider fehlt auch noch vielfach das Verständnis dafür, daß bestimmte Aufgaben des Luftverkehrs dem Luftschiff zufallen, da sie von Flugzeugen entweder gar nicht oder nur mit höheren Kosten und geringerer Sicherheit geleistet werden können.

Es ist keine Frage, daß der Krieg den Luftschiffbau, wenn er ihn auch zu früher ungeahnten Leistungen und Größenverhältnissen gefördert hat, doch anderseits in Mißkredit gebracht hat. Ein Luftschiff ist ein leicht angreifbares und leicht zerstörbares Ziel. Diese Empfindlichkeit

aber, die es doch nur dem feindlichen Feuer gegenüber zeigt, wird ihm in den Köpfen der Menschheit als eine ständige üble Eigenschaft zugeschrieben, die das Vertrauen auf seine Sicherheit und Ungefährlichkeit erschüttert. Dazu kommt, daß man lange Jahre hindurch wenig oder nichts von Luftschiffen gehört und gesehen hat, und so begegnet man denn, wenn man von Luftschiffen spricht, der erstaunten Frage: »Ja, sollen denn überhaupt wieder Luftschiffe gebaut werden? Die sind doch längst überholt!« Und das alles nach Eckeners großartiger Amerikafahrt, und neuerdings noch nach der Überquerung des Nordpols durch Amundsen mit dem kleinen Prallschiff von 18000 m³. Für die Öffentlichkeit, die täglich Flugzeuge vor Augen hat, ist das eben zu wenig. Und es muß wieder mehr werden; was dazu fehlt, ist nur das Geld und der Unternehmungsgeist, der die Geldquelle erschließt. Beides zusammen ist selten geworden bei dem Hinabsinken der Wirtschaftslage, aber es muß sich doch wieder finden, und die Anfänge dazu machen sich auch schon bemerkbar. England baut große starre Luftschiffe für den Verkehr mit Australien und Südafrika, Italien will ein Prallschiff von 50000 m³ für Verkehrszwecke herausbringen, der Zeppelinbau führt das 100000-m³-Schiff aus und die Internationale Studiengesellschaft zur Erforschung der Arktis will sich bei ihren Forschungen nur auf Luftschiffe stützen.

Im Interesse der Luftschiffahrt hat jetzt jeder neidische Konkurrenzgedanke zu schweigen, auch im internationalen Sinne. Das Wesentliche ist, daß die Luftschiffahrt ihre Daseinsberechtigung beweist und der Welt vor Augen führt, ein wie zuverlässiges, bequemes, schnelles und mit der Zeit auch nicht zu teueres Fortbewegungsmittel das Luftschiff ist. Ob bei der Führung dieses Beweises England oder Italien oder das deutsche Zeppelinschiff oder irgendeine andere Stelle, die sich der Luftschiffahrt wieder zuwendet, an der Spitze steht, darauf kommt es weniger an als auf den Erfolg im ganzen und als darauf, daß keine Fehler in der Konstruktion und in der Führung der Luftschiffe, wo es auch immer sei, das langsam erwachende Vertrauen der Allgemeinheit zu dem Luftschiff wieder zerstören. Wenn bei all den Unfällen, die frühere deutsche und solchen nachgebaute Luftschiffe nach dem Kriege im Ausland erlitten haben, in Deutschland sich etwas Schadenfreude gezeigt haben sollte, so wäre das ganz falsch gewesen; eine kurze Überlegung mußte uns sagen, daß wir selbst den Schaden mittrugen, denn all diese Unfälle schädigten den Kredit der Luftschiffahrt. Die deutsche Fachpresse hat daher auch mit Recht nur sachliche Kritik geübt und den Beweis erbracht, daß alle diese Unfälle nicht dem Luftschiff an sich, sondern seiner Führung und Ausführung im einzelnen Falle zur Last zu legen waren. Wenn Fürbitten und gute Wünsche Erfolg hätten, so sollten wir jetzt aus aufrichtigem Herzen wünschen, daß über allen Luftschiffunternehmungen, von wo sie auch immer ausgehen mögen, ein gütiges Geschick walten und die Erbauer und Führer vor Fehlern bewahren möge. Der Luftschiffverkehr kennt nicht die Grenzen des Vaterlandes, und sein Aufblühen hängt von dem Welturteil über die Bedeutung des Luftschiffes an sich ab. Sobald diese Bedeutung erst wieder erkannt sein wird, so wird es Zeit sein und sich von selbst ergeben, daß der Wettbewerb unter den verschiedenen Systemen zum Austrag kommt, und ich zweifle nicht daran, daß dann die L.F.G. mit ihren Prallschiffen auch zur Geltung kommen wird.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.

Über die Verwendung gasförmiger Betriebsmittel im Luftschiff.

Von Lempertz, Friedrichshafen.

Von dem gesamten, die Hubkraft liefernden Gasvolumen eines Luftschiffes dient ein bestimmter Teil, bei den heutigen Luftschiffen durchschnittlich etwa ein Drittel, zum Tragen des für die Motoren notwendigen Brennstoffes.

Die Funktionen des tragenden Gases und des getragenen Brennstoffes sind dabei in der Weise miteinander verknüpft, daß bei Verbrauch des Brennstoffes die seinem Gewicht entsprechende Hubkraft frei wird; es liegt deshalb nahe und ist auch schon versucht worden, das überflüssig werdende Traggas selbst als Brennstoff zu benützen. Man würde damit nicht nur Beseitigung der überschüssigen Hubkraft, sondern auch eine gewisse Vergrößerung des Brennstoffvorrates erzielen. Es kommt im Luftschiff ja auch darauf an, den zum Tragen des Brennstoffes bestimmten Anteil des Gesamtvolumens zur Mitführung eines möglichst großen Energievorrates aufs äußerste auszunutzen.

Unter der allerdings in Wirklichkeit nicht ganz zutreffenden Voraussetzung, daß der motorische Wirkungsgrad der Wärmeeinheit unabhängig von der Art des benutzten Brennstoffes stets der gleiche ist, kann man die Ausnützung des zum Tragen des Brennstoffes aufgewendeten Schiffsvolumens nach der Anzahl der von 1 m³ mitgeführten Wärmeeinheiten bemessen. Dabei kann das Volumen flüssiger Brennstoffe vernachlässigt werden, da zu deren Unterbringung im Luftschiff in der Regel genügend sonst nicht benutzter Nebenraum verfügbar ist.

Bezeichnet s das spezifische Gewicht des Traggases, bezogen auf Luft, so ist seine Hubkraft bei einer Temperatur von 0° C und einem Druck von 760 mm Quecksilbersäule

$$h = 1{,}293\ (1 - s)\ \text{kg/m}^3.$$

Ist p der (untere) Heizwert des getragenen Brennstoffes in WE/kg, so errechnet sich der von 1 m³ Hubraum getragene Energiewert auf

$$p \cdot h = p \cdot 1{,}293\ (1 - s)\ \text{in WE/kg} \cdot \text{kg/m}^3 = \text{WE/m}^3.$$

Kann das Traggas auch noch als Brennstoff ausgenutzt werden, so ist sein in WE/m³ ausgedrückter Heizwert q hinzuzurechnen.

Der Energievorrat, bezogen auf 1 m³ des für Brennstoffmitführung bestimmten Traggasraumes, ist jetzt also insgesamt

$$b = p \cdot 1{,}293\ (1 - s) + q\ \text{WE/m}^3.$$

Die Ermittlung des spezifischen Energievorrates b gibt einen Anhalt für die Brauchbarkeit und Wirtschaftlichkeit der verschiedenen Vorschläge über die Anwendung von Traggasen und Brennstoffen im Luftschiff. Im folgenden ist deshalb die Berechnung des Wertes b für eine Anzahl Verfahren durchgeführt:

I. Wasserstoff als Traggas, Benzin als Brennstoff.

Dieses Verfahren, bei dem der im Traggas enthaltene Wärmevorrat nicht im Motor ausgenutzt wird, ist das bisher im Luftschiffbetrieb allgemein gebräuchliche. Für Wasserstoff üblicher Reinheit kann gesetzt werden

$$s = 0{,}11,$$

sein Heizwert wird nicht ausgenutzt, also ist

$$q = 0.$$

Für Benzin ist durchschnittlich

$$p = 10000\ \text{WE/kg}.$$

Somit wird $b = 11500$ WE/m³.

II. Wasserstoff als Traggas und Brennstoff, dazu Benzin.

Für dieses Verfahren wird

$$q = 2360\ \text{WE/m}^3$$

und somit $b = 13860$ WE/m³.

III. Helium als Traggas und Benzin als Brennstoff.

Für Helium üblicher Reinheit sei gesetzt

$$s = 0{,}2,$$

ferner ist $q = 0$,

und somit $b = 10344$ WE/m³.



IV. Leuchtgas als Traggas und Brennstoff, dazu Benzin.

Für Leuchtgas werde nach »Hütte« I, S. 494, gesetzt

$$s = 0{,}434$$

und

$$q = 4590 \text{ WE/m}^3,$$

damit ist

$$b = 11\,910 \text{ WE/m}^3.$$

V. Gasförmiger Kohlenwasserstoff vom spezifischen Gewicht der Luft als Brenngas.

Mit Verwendung der sog. schweren Kohlenwasserstoffe kann ein Brenngas von dem gewünschten spezifischen Gewicht und hohem Heizwert erzielt werden.

Es ist

$$s = 1$$

und

$$q = 14\,000 \text{ WE/m}^3.$$

Für dieses Gas wird der Ausdruck

$$1{,}293\ (1 - s) = 0,$$

mithin

$$b = q = 14\,000 \text{ WE/m}^3.$$

VI. Wasserstoff als Traggas und Brennstoff, dazu flüssiger Wasserstoff als Brennstoff.

Für den im flüssigen Zustande mitgeführten Wasserstoff ist

$$p = 28\,700 \text{ WE/kg}$$

und damit wird

$$b = 35\,365 \text{ WE/m}^3.$$

Für die Anwendung der unter I bis VI angeführten Verfahren müssen außer dem Energievorrat auch noch motortechnische, fahrtechnische und wirtschaftliche Gesichtspunkte in Betracht gezogen werden.

Wasserstoff bereitet hauptsächlich wegen seiner hohen Zündgeschwindigkeit im Motorbetrieb die größten Schwierigkeiten. Es ist bis jetzt anscheinend noch nirgends gelungen, einen auch für Wasserstoff geeigneten Motor betriebssicher, leistungsfähig und ohne zu großen Gewichtsaufwand herzustellen. Daher scheiden die Verfahren II und VI, bei denen Wasserstoff auch als Brennstoff benutzt werden soll, vorläufig aus.

Das Verfahren VI mit gasförmigem und flüssigem Wasserstoff als Brennstoff wäre an sich wegen des großen Energievorrates weitaus das günstigste. Außer den erwähnten motortechnischen Schwierigkeiten weist es aber noch den Übelstand auf, daß die Mitführung und sichere Aufbewahrung flüssigen Wasserstoffes großen Gewichtsaufwand und erhebliche Verdampfungsverluste mit sich bringt.

Die bisher in der Luftschiffahrt üblichen Verfahren I und III sind zweifellos recht unwirtschaftlich. Abgesehen von dem geringen Energievorrat ist es in fahrtechnischer Beziehung sehr unbequem, daß der Verbrauch des Benzins eine fortdauernde Erleichterung des Luftschiffes herbeiführt. Die Versuche, die Erleichterung durch Gewinnung von Ballastwasser aus den Abgasen oder durch Wasseraufnahme von überflogenen Wasserflächen auszugleichen, haben bisher nicht zu einer befriedigenden Lösung geführt. So ist man bis jetzt gezwungen gewesen, entsprechend dem Benzinverbrauch von Zeit zu Zeit während der Fahrt Traggas abzulassen.

Bei Wasserstoff als Traggas ist wegen des verhältnismäßig billigen Preises dieses Gases der Verlust wirtschaftlich nicht so ausschlaggebend, aber das Abblasen darf wegen etwaiger Zündungsmöglichkeit durch atmosphärische Elektrizität nur bei einwandfreier Wetterlage stattfinden, es beeinträchtigt also die Entschlußfreiheit der Führung in erheblichem Maße.

Bei Helium fällt die Zündgefahr fort, aber der hohe Preis dieses Gases macht das Abblasen wirtschaftlich ganz untragbar.

Man hat deshalb vorgeschlagen, zum Tragen des flüssigen Brennstoffes ein selbst als Brennstoff geeignetes Gas, z. B. Leuchtgas, zu verwenden (Verfahren IV). Bei diesem Verfahren braucht kein Gas abgeblasen zu werden, dagegen muß zum Ausgleich der durch Benzinverbrauch entstehenden Erleichterung gleichzeitig oder wechselweise Leuchtgas mitverbraucht werden. Die gegenseitige Akhängigkeit der beiden Betriebsstoffe wirkt motortechnisch und fahrtechnisch erschwerend, motortechnisch, weil der große Unterschied im Heizwert wechselnde Belastungs- und Wärmezustände des Motors erzeugt und die Beibehaltung eines Dauerzustandes erschwert, fahrtechnisch, weil die an sich schon stark belastete Führung jetzt auch noch den wechselnden Einfluß des Verbrauchs beider Betriebsstoffe dauernd berücksichtigen muß und weil die verschiedene Leistung von flüssigem und gasförmigem Brennstoff dem Luftschiff verschiedene Geschwindigkeiten gibt. Dadurch wird die Berechnung der zurückgelegten Entfernung und die Ortsbestimmung im Luftschiff erschwert. Schließlich ist der Energievorrat bei dem Verfahren IV nicht wesentlich größer als bei den alten Verfahren.

Die unliebsame Verknüpfung von Hubkraft und Brennstoffverbrauch wird gänzlich beseitigt durch Anwendung eines Brenngases vom spez. Gewicht der Luft (Verfahren V). Das Gas trägt nur sich selbst und sein Verbrauch ist ohne Einfluß auf die Hubkraft des Luftschiffes. Durch Mischung geeigneter leichter und schwerer Kohlenwasserstoffe kann ein Brenngas hergestellt werden, das das gewünschte spez. Gewicht besitzt und wegen seines hohen Heizwertes im Motor dieselbe Leistung erzeugt wie die flüssigen Brennstoffe. Dabei ist der spez. Energievorrat des Verfahrens beträchtlich größer als bei den alten Verfahren; 14 000 WE pro m³ und mehr können erreicht werden.

Wenn Heizwert, Zündgeschwindigkeit und Luftbedarf bei der Zusammensetzung des Gases richtig gewählt werden, ergibt die Verwendung in den üblichen Luftschiffmotoren keine Beanstandungen, vielmehr ist nach den bisherigen Versuchen die Wirkung besser und gleichförmiger. Dies dürfte auf den Umstand zurückzuführen sein, daß die empfindliche, von Nebenumständen, wie Luftwärme und Feuchtigkeit, abhängige Vergasung des flüssigen Brennstoffes wegfällt und dem Motor ein fertiges, restlos gasförmiges Gemisch zugeführt werden kann.

Da der Motor ungeändert bleibt, ist es gewünschtenfalls immer möglich, auf die flüssigen Betriebsstoffe zurückzugreifen. Dies ist u. a. dann von Bedeutung, wenn es sich darum handelt, die Leistungsfähigkeit eines Luftschiffes aufs äußerste auszunutzen. Man kann in diesem Falle den für Notfälle, z. B. das Auslaufen einer Traggaszelle, ohnedies erforderlichen Ballast in Gestalt von flüssigem Brennstoff mitführen, und besitzt damit auch eine Brennstoffreserve, falls aus irgendeinem Grunde die Fahrtdauer die vorgesehene überschreiten sollte. Auch kann man, wenn etwa bei einer unvorhergesehenen Zwischenlandung kein Brenngas zu beschaffen ist, das leichter erhältliche Benzin einnehmen.

Wirtschaftlich fällt bei dem Verfahren besonders ins Gewicht, daß die bei der Füllung des Luftschiffes benötigte Traggasmenge sich um den Anteil des Brenngases vermindert. Ein Luftschiff von 70 000 m³ Gesamtvolumen bedarf also z. B. bei 30 000 m³ Brenngasvorrat nur noch 40 000 m³ Wasserstoff oder Helium für die Erstfüllung. Bei Nachfüllungen muß nur der durch Diffusion oder Überschreitung der Prallhöhe bedingte prozentuale Verlust dieses Traggases ersetzt werden.

Der günstige Verlauf der bisherigen Versuche läßt erwarten, daß damit in fahrtechnischer und wirtschaftlicher Beziehung ein wesentlicher Fortschritt erzielt wird.

Coppa d'Italia.

Von A. R. Böhm.

Dieser internationale Wettbewerb war in diesem Jahre nicht besonders stark beschickt. Die Wertung, die auf zweisitzige Kleinflugzeuge eingestellt ist, erfolgte nach den gleichen Gesichtspunkten wie in den beiden Vorjahren. Hatte

schon im Vorjahre die Bondysche Flugzeugfabrik »Avia« einen überlegenen Sieg davongetragen, so ließen die Ergebnisse der Konkurrenz von Orly darauf schließen, daß die Aviamaschinen auch in diesem Wettbewerb die Führung behalten werden. Durch einen unglücklichen Mißgriff stürzte bei den Vorrunden der eine Aviapilot Dr. Lhota tödlich ab, und ich werde zum Schlusse noch auf die Ursachen dieses Todessturzes zu sprechen kommen. Es bleiben also im Feld:

Avia BH 11 mit dem Fabrikpiloten Bican,
Udet Flamingo mit Carl Sönning Düsseldorf,
Macchi Varese mit Rusticci,
Macchi Varese 2 mit ?
C. F. 2 (costruzione aeronautici italiani) und endlich außer Konkurrenz Messerschmidt mit von Conta.

Den Sieg errang, wie erwartet, Avia mit 1968 Punkten. Die Fabrik konnte sich damit auch die Coppa d'Italia endgültig sichern.

Zweiter wurde die Maschine von Macchi Varese mit 1010 Punkten.

Sönning konnte sich mit seinem Udet-Flamingo trotz der Konkurrenz der Fabrikpiloten an dritter Stelle mit 787 Punkten placieren.

von Conta, dessen Einsitzer außer Konkurrenz bleiben mußte, wäre mit 971 Punkten sehr schön placiert gewesen.

Nachstehende Zahlentafeln geben die genaue Vergleichsmöglichkeit der Siegermaschinen:

Maschine	Motor	Steigzeit auf 1000 m min	s	Höchstgeschwindigkeit km	Mindestgeschwindigkeit km	Durchschnittsgeschwind. km	Nutzlast kg	Benzinverbrauch kg	Ölverbrauch kg
Avia BH 11 . .	60 Ps Walter		12	135,943 (154)	67,305	131	240	34,740	1,870
Macchi Varese .	40 » Anzani	19	30	113,364 (128,7)	69,327	105	185	33,700	2,000
Udet Flamingo .	80 » Siemens		14	116,887 (130)	69,943	110	236	54.410	7,300
Messerschmidt .	29 » Bristol-Cerub	13	30	104,151 (117,3)	89,450	77,3	175	Gesamtkonsum 18,3	

Bei der Höchstgeschwindigkeit bedeutet die erste Zahl den tatsächlich gemessenen Wert, während die in Klammer stehende die unter Berücksichtigung der Windstärke ermittelte Höchstgeschwindigkeit angibt. Die Durchschnittsgeschwindigkeit bedeutet den Mittelwert im Rundenflug. Die in den einzelnen Runden erzielten Zeiten zeigen, daß besonders die Aviamaschine und der Udetflamingo sehr regelmäßig und gleichmäßig geflogen sind. Bei den einzelnen Runden der Avia läßt sich der Einfluß der Windströmung sehr deutlich verfolgen.

	Avia BH 11 h min s	Macchi Varese h min s	Udet-Flamingo h min s	Messerschmidt h min s
Gesamtzeit¹)	2 6 13 3/5	2 51 50—	2 43 39 2/5	3 4 54 4/5
1. Runde	14 10 4/5	20 ——	17 44 2/5	19 32 2/5
2. »	13 59 2/5	16 42—	16 26 1/5	19 54 1/5
3. »	13 51 3/5	16 28 3/5	16 24—	19 51—
4. «	13 56 2/5	16 58 2/5	16 29 4/5	19 54 4/5
5. »	14 11—	16 48 1/5	16 26—	19 24 2/5
6. »	14 7—	16 52 3/5	16 33 2/5	18 50—
7. »	14 1—	16 41 4/5	16 28 2/5	18 40 3/5
8. »	14 4 1/5	16 48—	16 30 2/5	18 41 1/5
9. »	13 53 3/5	17 13 2/5	16 36 4/5	17 43 1/5

Die Erfahrung bei diesen Runden hat gezeigt, daß es unumgänglich notwendig ist, die Fesselballons, die man zur Markierung der Runden verwendet, sehr deutlich kenntlich zu machen. Es hat bei dieser Veranstaltung entschieden gestört, daß während der Runden auch kleine Freiballone aufstiegen, die die Piloten irritierten. So wichtig das gleichzeitige Rundenfliegen für die gerechte Bewertung in einer derartigen Konkurrenz auch ist, wäre es doch günstiger, diese Runden nicht am Haupttag zur Austragung zu bringen, da das große Publikum durch dieses Rundenfliegen allein unbedingt gelangweilt wird und sich die Flugleitung infolgedessen veranlaßt sieht, gleichzeitig andere Programmpunkte abzuwickeln, die den Piloten stören.

Die praktische Bedeutung derartiger Kleinflugzeugkonkurrenzen steht außer Zweifel. Daß gerade die Maschine mit dem wirtschaftlich besten Motor auch entsprechend gewertet wird, ist deshalb zu begrüßen, weil im Interesse der Lufttouristik angestrebt werden muß, daß die verwendeten Maschinen nicht nur höchstwirtschaftlich sein, sondern auch einen möglichst großen Aktionsradius haben sollen. Auch die Differenz zwischen Höchst- und Mindestgeschwindigkeit ist als mitbestimmendes Moment bei der Wertung jedes Flugzeuges von Vorteil. Man kann gewiß nicht behaupten, daß die einzelnen Punkte dieses Wettbewerbes besonders harte gewesen wären, und doch sind die zwei in den Zahlentafeln nicht genannten Maschinen ausgeschieden, weil sie den Anforderungen nicht gewachsen waren. Ein Beweis dafür, daß derartige Konkurrenzen neben der Auslese unter den brauchbaren Maschinen auch zu einer vollständigen Ausscheidung unbrauchbarer Typen und Zellen- und Motorkombinationen führen.

Nun noch einige Worte über den Unfall des Meisterfliegers Dr. Lhotas.

Es bestand für alle Eingeweihten kein Zweifel darüber, daß die beiden Aviamaschinen die Konkurrenz in überlegenem Stil gewinnen werden. Es war nur zweifelhaft, ob der Amateur Dr. Lhota Erster und der Fabrikpilot Bican Zweiter wird oder umgekehrt. Der sportliche Ehrgeiz Dr. Lhotas ließ ihn einen Fehler begehen, den er bei ruhiger Überlegung bestimmt nie gemacht hätte. Daß er selbst von der Durchführbarkeit seines wahnwitzigen Versuches nicht überzeugt war, geht daraus hervor, daß er ihn mit keinem der anwesenden Ingenieure besprochen hatte und sogar an einem Tag ausführte, an dem er eigentlich überhaupt nicht hätte fliegen sollen. Er wollte die Zeit von Start bis Landung des 1000 m-Steigzeitfluges verbessern und stellte deshalb, auf 1000 m angekommen, die Maschine, die einschließlich von Pilot und Beobachter 240 kg Nutzlast trug, mit Vollgas auf den Kopf und begann so einen wahnsinnigen Sturzflug. Seiner reichen Erfahrung scheint das Tempo nun doch zu rasch geworden zu sein, und er versuchte, die Maschine aufzunehmen. Dabei scheint er aber daran vergessen zu haben, daß für die Konkurrenzmaschinen die Steuerorgane überdimensioniert wurden, um für den Langsamflug dem Piloten die Möglichkeit zu geben, die Maschine, falls sie durchfallen sollte, raschestens wieder in die Hand zu bekommen. Schon die normalen Steuerorgane hätten in diesem Falle die Zelle außergewöhnlich beansprucht, um so mehr taten das aber die vergrößerten Steuerflächen, die Dr. Lhota in diesem Moment höchster Gefahr noch sehr brüsk bedient zu haben scheint. Die Maschine bäumte sich. Es trat an der Vorderkante der Flügel ein sehr starkes Torsionsmoment auf und an dem einen Flügel begann die Leinwand abzuplatzen. Die große Geschwindigkeit, mit der sich die Maschine bewegte, führte dazu, daß der Leinwandriß immer größer wurde und damit der Absturz unvermeidlich war. Das sind die Ursachen für diesen tragischen Fall, soweit sie sich aus den Berichten sachverständiger Augenzeugen, aus Äußerungen Dr. Lhotas vor seinem Start und aus der Untersuchung der Flugzeugtrümmer erkennen lassen. Es ist nur sehr bedauerlich, daß ein so hervorragender Flieger, dessen Ruhe und Überlegenheit und dessen hohes Können ihn in die Meisterklasse der Flie_erei überhaupt eingereiht hatten,

¹) Einschließlich Steigzeit — 1000 m.

bei einer Konkurrenz auf so unerwartete Art den Tod finden mußte, bei einer Konkurrenz, in der ihm kraft seiner fliegerischen Eigenschaften und dank der Qualitäten seiner Maschine ein erster Preis ganz sicher gewesen wäre.

Aufbau und Eigenschaften des DVL-Beschleunigungsschreibers YV.

66. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Von H. Wendroth und G. Wollé.

Der nachstehend beschriebene Beschleunigungsschreiber soll zur Messung von Beanspruchungen dienen, denen ein Flugzeug bei im praktischen Flugbetrieb vorkommenden Flugformen ausgesetzt ist. Er sollte also nicht zur Messung von Landungsstößen oder von Schwingungen des Flugzeuges und seiner Einzelteile verwendet werden. Da die für die Festigkeitsrechnung wichtigsten Beanspruchungen des Tragwerkes in Richtung der Hochachse des Flugzeuges liegen, wurde zunächst nur die Messung der in die Richtung der Hochachse fallenden Komponenten aller Beschleunigungen angestrebt. Winkelbeschleunigungen werden nicht gemessen, obwohl dieselben bei einigen Flugformen (z. B. beim Rolling) von Bedeutung sind, doch lassen sich diese auch durch Rechnung annähernd ermitteln, sind der Größe nach kleiner als die Beschleunigungen in Richtung der Hochachse und daher nicht von so unmittelbarer Wichtigkeit.

Der Aufbau des Gerätes ergibt sich aus der Abb. 1. Um den Einfluß von nicht in die Hochachse des Flugzeuges fallenden Beschleunigungen auszuschalten und ein Pendeln des Federsystems zu vermeiden, war eine Führung der Masse durch die Führungsstange 6 notwendig. Eine zunächst vorgesehene Luftdämpfung erwies sich als überflüssig, da die in den Lagern des Übertragungswerkes vorhandene Reibung bereits genügend dämpfend wirkte.

Die Eichung des Gerätes wurde so vorgenommen, daß auf einen auf die senkrechte Führungsstange selbst aufgesetzten Teller von bekanntem Gewicht Gewichte, die den Beschleunigungen 2 g, 3 g usw. entsprechen, aufgelegt und den entsprechenden Schreibhöhen des Geräts zugeordnet wurden.

Im folgenden seien die Fehlergrenzen der Messung mit dem beschriebenen Beschleunigungsschreiber untersucht, und zwar erstens für den Fall, daß der Beschleunigungsschreiber starr mit dem Versuchsflugzeug verbunden ist, zweitens daß er — wie es bei den im nebenstehenden Aufsatz dargestellten Messungen der Fall war — im Flugzeug federnd aufgehängt wird.

a) Beschleunigungsschreiber mit Flugzeug starr verbunden. Der statisch geeichte Beschleunigungsschreiber kann im Gebrauch Fehler der Aufzeichnung aufweisen, die dadurch entstehen, daß die auf der Feder sitzende beschleunigte Masse mit einer von Null verschiedenen Geschwindigkeit in der der Größe der neuen Beschleunigung entsprechenden Lage ankommt und daher vermöge ihrer Trägheit über diese Lage hinausschlägt. Die Größe des entstehenden Fehlers ist in der Hauptsache eine Frage der Dämpfung. Es hat sich als zweckmäßig herausgestellt, die Dämpfung so groß zu machen, daß die Blattfeder, aus ihrer Ruhelage gebracht, eine möglichst schwach gedämpfte aperiodische Schwingung ausführt. Die Art der Schwingung liegt dann an der Grenze der gedämpften und der aperiodischen Schwingung. Aus dieser Bedingung läßt sich der zahlenmäßige Wert der notwendigen Dämpfung ausrechnen.

P sei die zu messende Beschleunigungskraft, die im Verlaufe von einer zwischen 0 und ∞ liegenden Zeit t_1 zu ihrem vollen Wert anwächst.

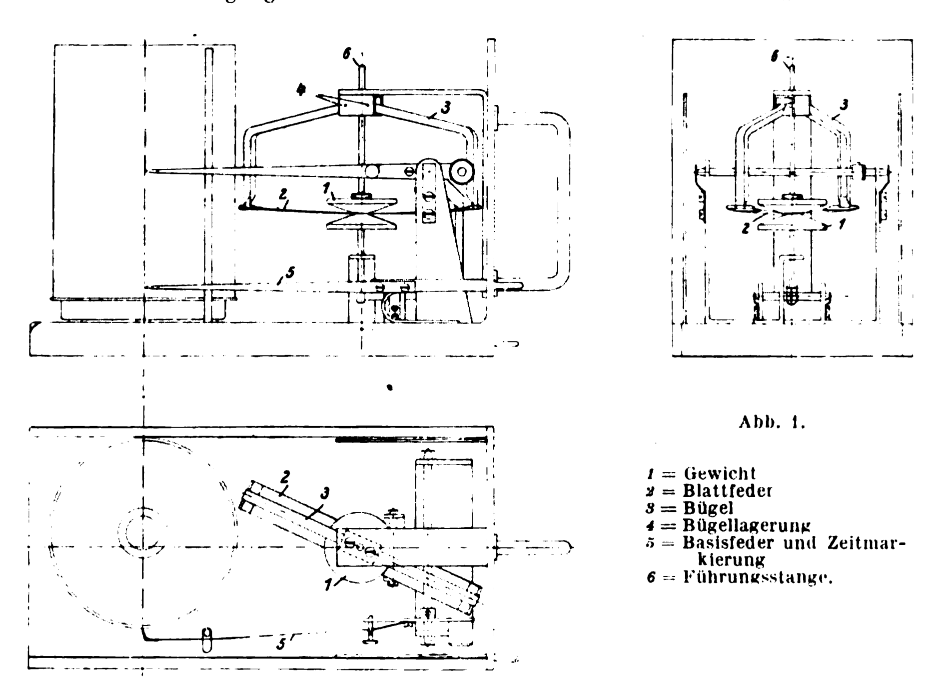


Abb. 1.

1 = Gewicht
2 = Blattfeder
3 = Bügel
4 = Bügellagerung
5 = Basisfeder und Zeitmarkierung
6 = Führungsstange.

Der Verlauf des Anwachsens ist bei den zu messenden Beschleunigungen verschieden und kaum erfaßbar, er wird im Laufe der Rechnung näherungsweise als geradlinig angenommen, so daß sich folgendes Bild (Abb. 2) ergibt:

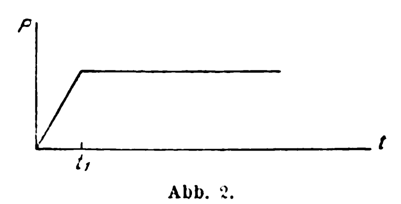


Abb. 2.

Die Gleichung für P lautet dann:

$$\text{für } t < t_1: P = p\,t$$
$$\text{für } t > t_1: P = \text{konst.}$$

Die Bewegungsgleichung des Feder-Masse-Systems lautet dann für $t < t_1$:

$$m \frac{d^2 x}{d t^2} = p\,t - c\,x - k \frac{d x}{d t}.$$

Wie oben erwähnt, ist die Dämpfung des Geräts so groß, daß eine aperiodische Schwingung entsteht, wenn die Feder aus der Gleichgewichtslage herausgebracht wurde.

Die Lösung der Bewegungsgleichung ist dann anzusetzen in der Form:

$$x = A_1 e^{\lambda t} + A_2 t e^{\lambda t} + \frac{p}{c} t - k \frac{p}{c^2}.$$

Damit diese Funktion die Bewegungsgleichung identisch erfüllt, muß sein

$$m \lambda^2 + c + k \lambda = 0$$

$$\lambda = \frac{c}{2m} \pm \sqrt{\frac{k^2}{4m^2} - \frac{c}{m}}.$$

Eine aperiodische Schwingung erfolgt dann, wenn die Wurzel reell ist, d. h. wenn

$$\frac{k^2}{4m^2} \geq \frac{c}{m}.$$

Der kleinste Wert der Dämpfung, der eine aperiodische Schwingung hervorruft, ist

$$k = 2\sqrt{c \cdot m}.$$

Daher ist

$$\lambda = -\sqrt{\frac{c}{m}}.$$

Bei dem angeführten Versuchsgerät ist $c = 753 \cdot 981 \frac{g}{s}$, $m = 50$ g.

Die Konstanten A_1 und A_2 ergeben sich aus den Anfangsbedingungen $\left(\text{für } t = 0 \text{ ist } x = 0 \text{ und } \frac{dx}{dt} = 0\right)$. Nach Einsetzung ihrer Werte ergibt sich:

$$x = 2 \frac{p}{c^2} \sqrt{c \cdot m} \cdot e^{-\sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t} + \\ + \frac{p}{c} \cdot t \cdot e^{-\sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t} + \frac{p}{c} \cdot t - \frac{2p}{c^2} \sqrt{c \cdot m}$$

und

$$\frac{dx}{dt} = -2 \frac{p}{c} \cdot e^{-\sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t} + \\ + \frac{p}{c} \cdot e^{-\sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t} - \frac{p}{c} \sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t \cdot e^{-\sqrt{\frac{c}{m}} \cdot t} + \frac{p}{c}.$$

Zu der Zeit t_1 habe die zu messende Beschleunigung ihren vollen Wert P erreicht und bleibe von nun an konstant. Die Bewegungsgleichung lautet dann für die Folgezeiten

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = P - c x - k \frac{dx}{dt}$$

und deren Integral

$$x = B_1 e^{\lambda t} + B_2 t e^{\lambda t} + \frac{P}{c}.$$

Die Bestimmung der Konstanten geschieht aus den Anfangsbedingungen, daß zur Zeit t_1 die Masse die aus der vorangehenden Rechnung ermittelte Lage x_1 und Geschwindigkeit $\left(\frac{dx}{dt}\right)_1$ innehat. Der Verlauf der Bewegung mit der Zeit bietet dann folgendes Bild (Abb. 3).

Die zahlenmäßige Ausrechnung wurde für verschiedene t_1, also für verschieden schnell ansteigende Beschleunigungen, durchgeführt in der Weise, daß die zu verschieden angenommenen Zeiten t sich ergebenden Lagen x der Masse errechnet wurden.

Die Zeiten t_1 wurden dabei zwischen 0 und 1 s variiert, die Beschleunigung $P = 5$ g angenommen.

Die Rechnung ergibt, daß die Masse, ohne über die neue Gleichgewichtslage hinauszuschlagen, sich so bewegt, daß innerhalb einer Zeitdauer $\Delta t \leq 0{,}1$ s, nachdem die zu messende Beschleunigung ihren vollen Wert erreicht hat, die neue Ruhelage erreicht ist.

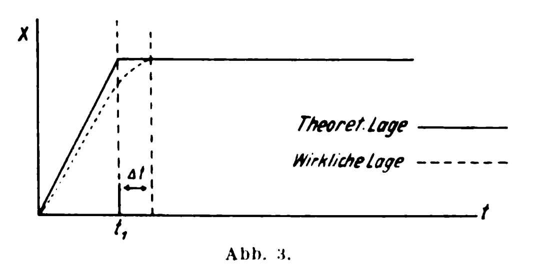


Abb. 3.

Da die zu messenden Beschleunigungen aber der Natur der Sache nach längere Zeiten als 0,1 s anhalten, so sind die Anzeigen des Gerätes von den oben angenommenen Fehlern frei, und zwar praktisch unabhängig von der Geschwindigkeit des Anwachsens der Beschleunigungen.

b) Beschleunigungsschreiber federnd aufgehängt.

Da aus mechanischen Gründen (z. B. störende Wirkung der vom Motor des Flugzeugs ausgehenden Erschütterungen auf das Uhrwerk und das Übertragungswerk des Geräts) der starre Einbau des Beschleunigungsschreibers in das Flugzeug unzweckmäßig wäre, mußte das Gerät federnd aufgehängt werden..

Es muß daher untersucht werden, inwieweit die federnde Aufhängung die Anzeige des Geräts beeinflußt.

Bei den im nachstehenden Aufsatz veröffentlichten Flugmessungen war das Gerät so aufgehängt, daß eine Belastung von 1500 g die Gummizüge um 0,5 cm dehnte.

Durch die Art der Aufhängung war das Gerät so gedämpft, daß Schwingungen des Kastens nicht auftreten konnten. Eine Fehlerquelle kann mithin nur darin gesucht werden, daß bei eintretenden Beschleunigungen sich zunächst die Gummistränge dehnen, ehe die Beschleunigung in voller Stärke auf das messende Feder-Masse-System wirkt.

Durch Versuch wurde die Zeitdauer der Dehnung der Gummistränge bei eintretenden Beschleunigungen ermittelt und so klein gefunden (ungefähr 0,1 s), daß die Verzögerung in der Anzeige nicht meßbar groß wird. Wesentlich fälschend würde die federnde Aufhängung nur auf die Darstellung von sehr kurz dauernden Beschleunigungen und von Schwingungen wirken. Zur Messung dieser Größen ist also der DVL-Beschleunigungsschreiber in dieser Form nicht geeignet.

Zusammenfassung.

Die mit dem DVL-Blattfeder-Beschleunigungsschreiber gemessenen Beschleunigungen können nach obiger Rechnung dann als richtig gelten, wenn die zu messende Beschleunigung über eine Zeit von der Größenordnung 0,1 s konstant bleibt.

Diese Bedingung ist aber wohl im allgemeinen erfüllt, da wesentliche Änderungen der Beschleunigungen im fliegenden Flugzeug in kürzerer Zeit kaum erreicht werden können.

Schwingungsrechnung für die Zusammenstellung. Feder-Masse des DVL-Beschleunigungsschreibers IV.

Festwerte:

Länge der Feder: $l = 9{,}9$ cm; Elastizitätsmaß der Feder $E = 2200000$,
Breite der Feder: $b = 1{,}2$ cm,
Stärke der Feder: $h = 0{,}05$ cm,
Masse in der Mitte der Feder: $m = 50$ g.

Nach $J = \frac{b\,h^3}{12}$ ergibt sich das Querschnittsträgheitsmoment

$$J = \frac{0{,}05^3}{10} = 0{,}0000125.$$

Die Schwingungsschnelle (Kreisfrequenz) ergibt sich aus:

$$\lambda^2 = \frac{48 \cdot E \cdot J \cdot g}{l^3 G}$$

$$= \frac{48 \cdot 2200000 \cdot 0\,0000125 \cdot 981}{9{,}9^3 \cdot 0{,}05} \text{ (Gewicht in kg)}$$

$$n = \frac{\lambda}{2\pi}$$

= 83 Schwingungen/s (wegen der Rechenungenauigkeiten wurde als abgerundeter Betrag $n = 85$ angegeben).

Beschleunigungs-Messungen an Flugzeugen.

67. Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, E. V., Berlin-Adlershof.

Von J. v. Köppen und W. Hübner.

1. Zweck der Messungen.

Zweck der Messungen ist die Feststellung der Höchstbeschleunigungen bei verschiedenen Flugbewegungen.

Die Versuche beschränken sich auf die Messung der Beschleunigungen in Richtung der Hochachse (A-Fall) des Flugzeuges.

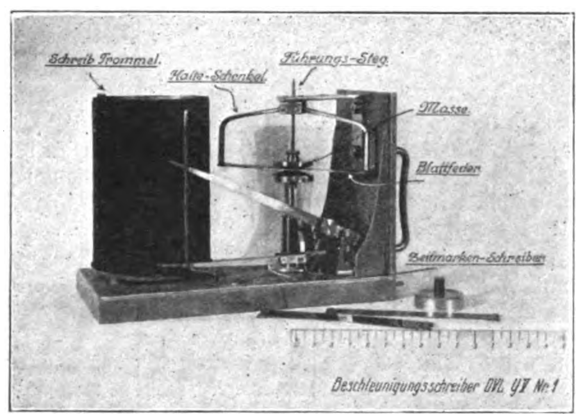


Abb. 1. Die Messungen wurden mit dem Beschleunigungs-Schreiber DVL YV. ausgeführt, der aus einer belasteten Blattfeder besteht. Dies Schreibwerk zeichnet auf eine berußte Trommel von 8 min Umlaufzeit. Der Anzeigefehler des Geräts beträgt höchstens 2 vH.

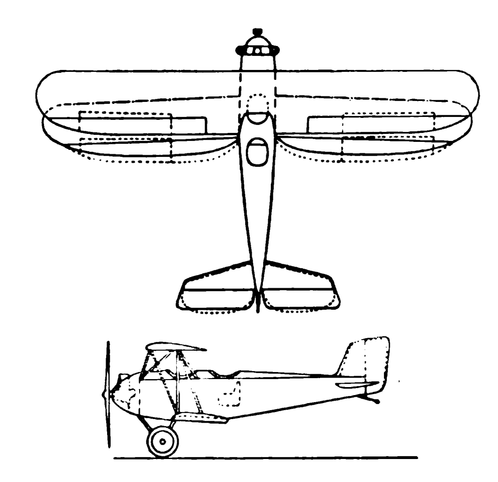


Abb. 2. Seiten- und Aufriß des Musters Albatros L 68. Das Muster A 68a weicht nur wenig von diesem ab, die punktierten Linien geben die Umrißform der L 68a an.

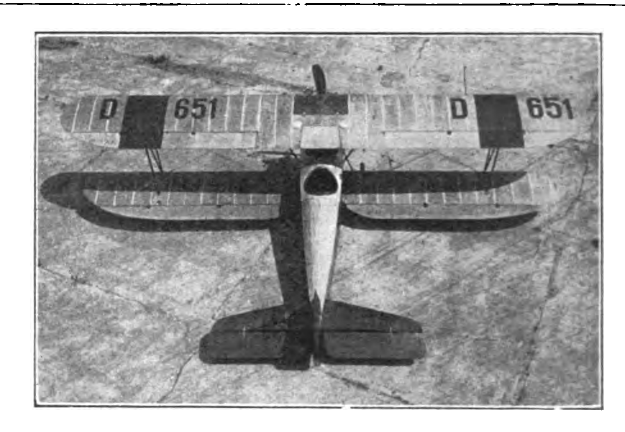
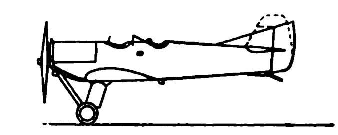


Abb. 3. Flugzeugmuster Albatros L 68. Das Muster L 68a hat sehr ähnliche Formgebung.



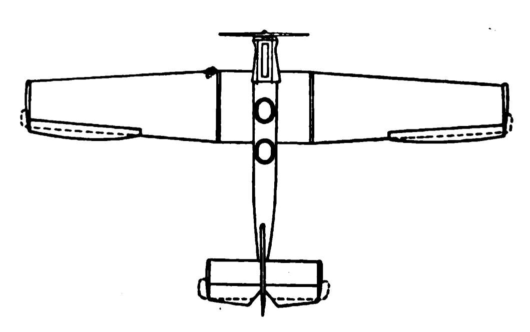


Abb. 4. Seiten- und Aufriß des Muster Junkers A 20. Das Muster A 35 hat den gleichen Aufbau aber andere Ruder. Diese sind punktiert eingezeichnet.

2. Meßgeräte.

Die Messung erfolgte mit dem bei der DVL von Dr. Wendroth und Dipl.-Ing. Wollé entwickelten Beschleunigungsschreiber Y.V. Nr. 2. Dieser besteht aus einer belasteten Blattfeder mit Schreibvorrichtung (s. Abb. 1). Der Fehler des Gerätes beträgt im Höchstfalle 2 vH der jeweils

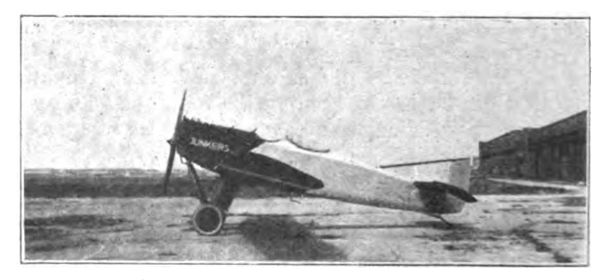


Abb. 5. Flugzeug-Muster Junkers A 20. Die Ruder sind nicht ausgeglichen.



Abb. 6. Flugzeug-Muster Junkers A 35. Alle Ruder haben Ausgleichslappen.

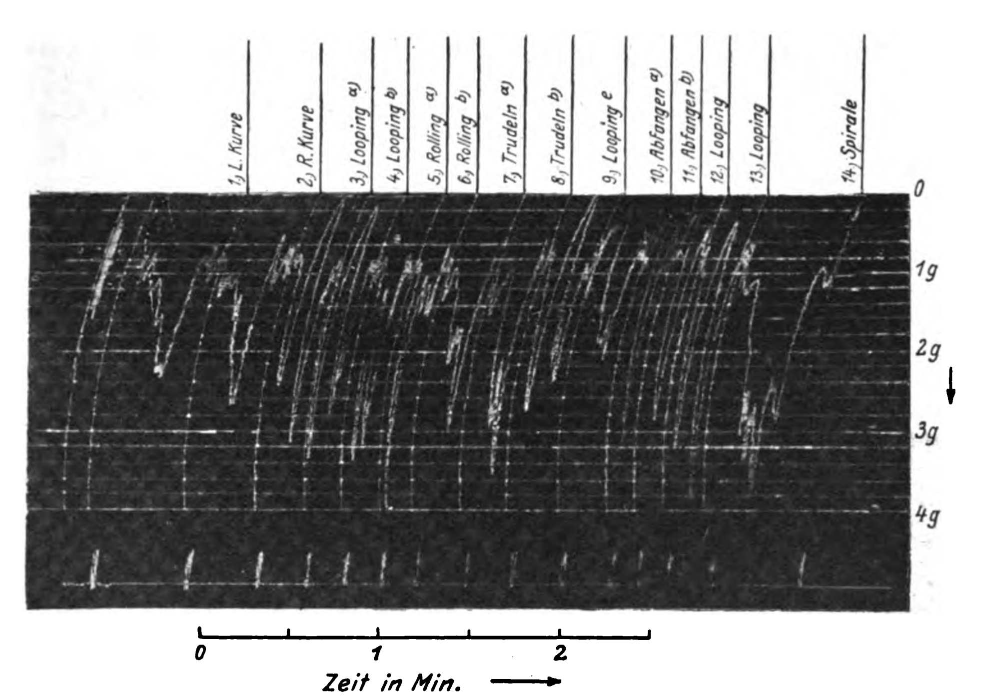


Abb. 7. Beschleunigungsschrieb für das Muster L 68.
Das Abfangen erfolgte aus einer Geschwindigkeit von 180 km/h.

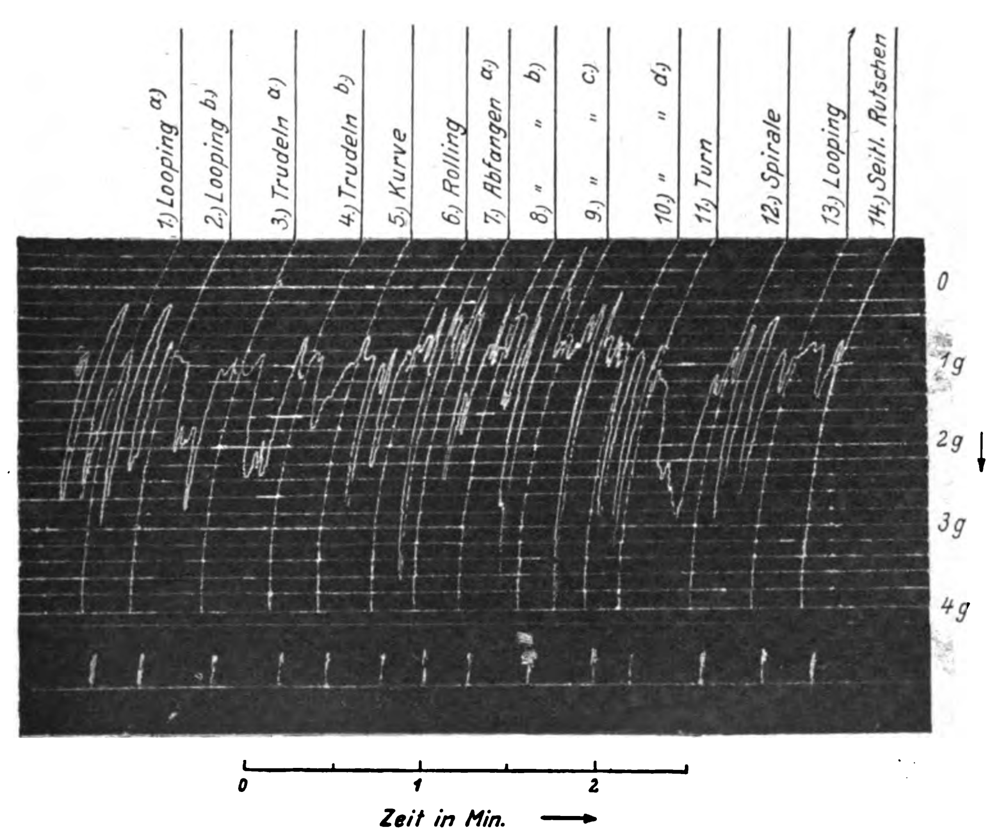


Abb. 8. Beschleunigungsschrieb für das Muster L 68a.
Das Abfangen erfolgte aus einer Geschwindigkeit von 200 km/h (a und b) und aus 240 km/h (c und d).

gemessenen höchsten Beschleunigung. Die Fehler können nur zu hohe Meßergebnisse liefern. Die wirklichen Beschleunigungen sind also keinesfalls größer als die gemessenen.

Die Aufhängung des Geräts erfolgt mit straffen Gummizügen in der Nähe des Schwerpunktes des Flugzeuges. Die Fehler, die durch die elastische Aufhängung eintreten können, sind, wie die Nachprüfung ergab, so klein, daß sie vernachlässigt werden können.

8. Die Flugzeuge.

Die Versuche wurden mit den Flugzeugmustern Albatros L 68 und L 68a sowie mit Junkers A 20 und A 35 ausgeführt.

Die Muster Albatros L 68 und L 68a besitzen ähnlichen Allgemeinaufbau, aber verschiedene Leitwerke, Flügelprofile und Gewichte. Die Unterschiede sind aus Abb. 2 zu ersehen.



	Albatros L 68 (s. Abb. 3)	Albatros L 68a
Motorleistung	70 PS (S.& H.)	100 PS (S.& H.)
Flügelfläche	21,8 m²	24,4 m²
Fluggewicht bei der Messung	730 kg	797 kg
Geringstgeschwindigkeit	65 km/h	75 km/h
Fluggewicht bei der Messung . . .	1400 kg	1420 kg
Geringstgeschwindigkeit	80 km/h	80 km/h

Die Versuche wurden sämtlich durch den Leiter der Flug-Abteilung der DVL v. Köppen ausgeführt. Es wurden mit allen 4 Mustern die gleichen Flugbewegungen gemessen.

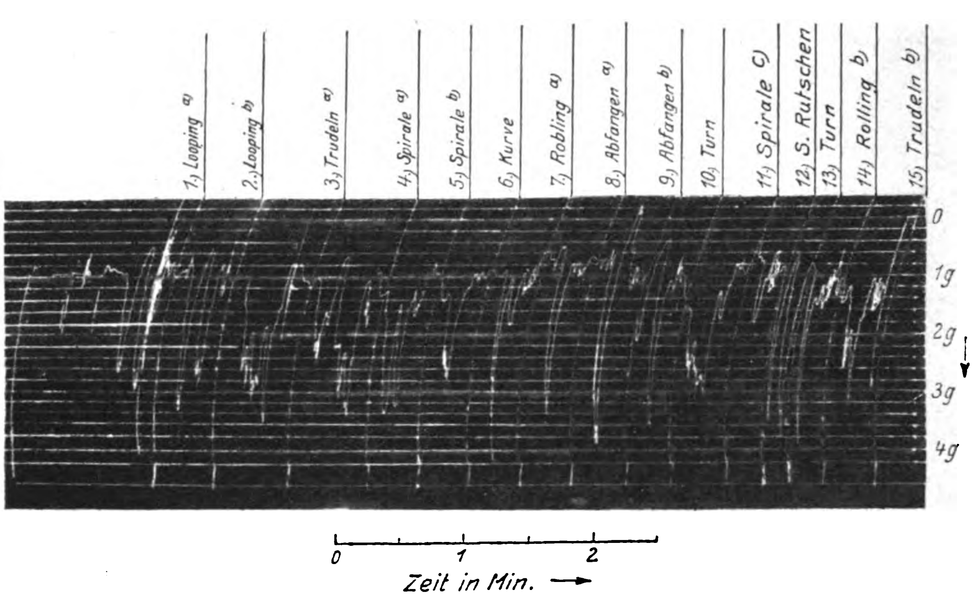


Abb. 9. Beschleunigungsschrieb für das Muster A 20.
Das »Abfangen« erfolgte aus einer Geschwindigkeit von 250 km/h.

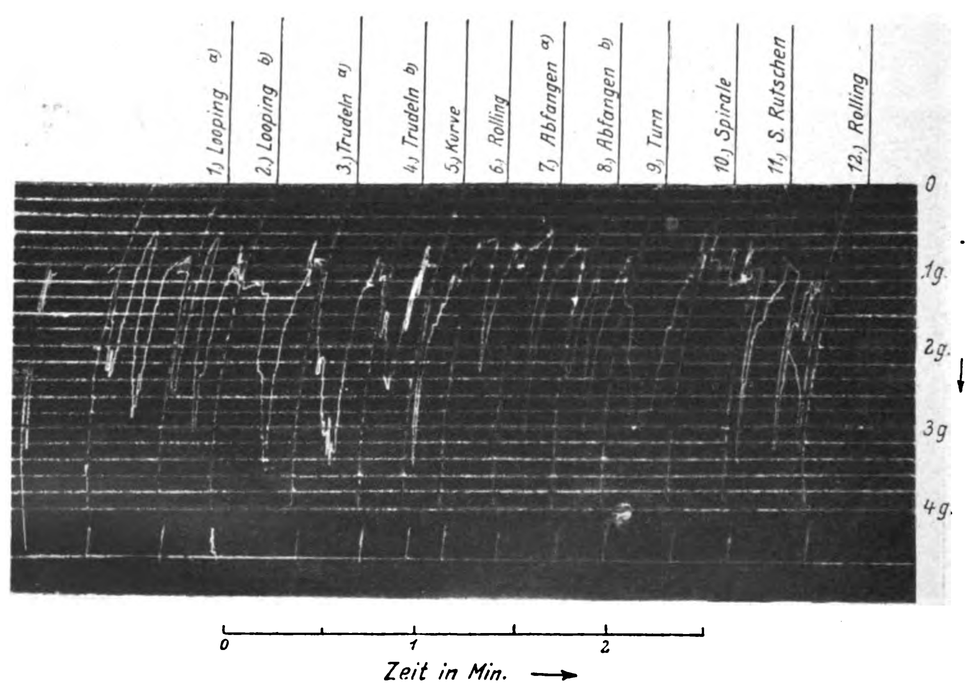


Abb. 10. Beschleunigungsschrieb für das Muster A 35.
Das »Abfangen« erfolgte aus einer Geschwindigkeit von 250 km/h.

Die Junkers A 20 und A 35 unterscheiden sich nur durch die Leitwerksform und Größe sowie durch die Motorleistung. Die Ruder der A 35 haben Ausgleichslappen, die der A 20 nicht. Die Hauptunterschiede der Muster s. Abb. 4.

	Junkers A 20 (s. Abb. 5)	Junkers A 35 (s. Abb. 6)
Motorleistung . .	230 PS BMW IV	300 PS Junkers L V
Flügelfläche . . .	29 m²	29 m²

Außerdem wurden die Flugzeuge durch sehr steilen Gleitflug auf große Geschwindigkeiten gebracht und mit plötzlichem Höhenruderausschlag abgefangen.

5. Die Ergebnisse.

Die hauptsächlich gemessenen Flugbewegungen sind:

Vollgaskurve,
Kurvengleitflug (Spirale),
Überschläge (Loopings),



Rolle (Rollings),
Trudeln,
Abfangen.

Kurvenflug und Kurvengleitflug erfolgten mit sehr starker Querneigung (rd. 90°) und möglichst kleinem Wenderadius.

Überschläge (Loopings) können je nach Größe der Anfangsgeschwindigkeit und des Höhenruder-Ausschlages in weiterem oder engerem Durchmesser geflogen werden. Dementsprechend werden die Beschleunigungen kleiner oder größer. Es wurden daher mit jedem Muster Überschläge mit verschiedenem Durchmesser ausgeführt und gemessen.

Die Rollen (Drehungen um die Längsachse) (Rollings) dagegen sind bei den genannten Mustern mit vollen Ruderausschlägen ausgeführt. Die auftretenden Beschleunigungen sind daher für jedes einzelne Muster bei jeder Rolle von fast gleicher Größe.

Das Abfangen aus großer Geschwindigkeit wurde bei den Mustern Junkers A 20 und A 35 nicht mit der Endgeschwindigkeit des Sturzfluges, sondern mit einer kleineren ausgeführt. Grund hierfür war, daß über die Größe der auftretenden Beschleunigungen auf Grund der amerikanischen Messungen von Doolittle angenommen werden mußte, daß die Beschleunigungen ungefähr dem Verhältnis der Quadrate der Anfangs- und Abfange-Geschwindigkeit gleichen, also sehr hoch sein würden. Weiterhin hat das zur Verfügung stehende Staugerät ein Meßbereich bis nur 250 km/h, so daß Messungen über diese Geschwindigkeit ohne Größenangabe erfolgen müßten. Das Muster L 68a wurde durch langen, sehr steilen Gleitflug auf die praktisch erreichbare Endgeschwindigkeit gebracht und aus dieser abgefangen.

a) Muster Albatros L 68 und L 68a.

Diese Muster sind sich im allgemeinen Aufbau sehr ähnlich. Die L 68a besitzt größere Trägheitsmomente um die Querachse, infolgedessen ist die Ruderwirkung und somit die Höhe der Beschleunigungen geringer als bei der L 68.

Zahlentafel 1. Größe der gemessenen Beschleunigungen.

Bewegung	Albatros L 68 (s. Abb. 5)	Albatros L 68a (s. Abb. 6)
Vollgaskurve	2,3 · g 2,7 · g	2,7 · g
Kurvengleitflug	3,8 · g	2,9 · g
Überschläge	2,8 · g 2,8 · g 3,2 · g 3,8 · g	2,6 · g 2,9 · g 3,0 · g
Rolle	4,0 · g	2,7 · g
Trudeln ohne Gas	3,0 · g	2,4 · g
Trudeln mit Gas	3,5 · g	2,7 · g
Allmähliches Abfangen	aus 180 km/h 2,1 · g	aus 200 km/h 2,4 · g
Plötzliches Abfangen	3,1 · g (7,7)	3,6 · g (7,1)
Allmähliches Abfangen	—	aus 240 km/h 3,6 · g
Plötzliches Abfangen	—	4,0 · g (10,3)

Die in Klammern stehenden Zahlen geben die Größe der theoretischen Höchstbeschleunigungen beim Abfangen an.

b) Muster Junkers A 20 und A 35.

Diese Muster unterscheiden sich im wesentlichen durch die Größe der Ruder. Die Steuerkräfte bei der A 35 sind geringer als bei der A 20.

Die zahlenmäßigen Ergebnisse der Beschleunigungsmessungen sind (s. Zahlentafel 2):

6. Vergleich der Ergebnisse mit den amerikanischen Versuchen von Doolittle (s. ZFM 1925).

Die amerikanischen Versuche ergaben durchgehend höhere Beschleunigungen als die hier gemessenen. Vor allem beim Abfangen kam Doolittle fast an die theoretisch größten Werte heran.

Zahlentafel 2.

Bewegung	Junkers A 20 (s. Abb. 7)	Junkers A 35 (s. Abb. 8)
Vollgaskurve	2,8 · g	2,5 · g
Kurvengleitflug	3,1 · g	3,0 · g
Überschläge	3,0 · g 3,4 · g	2,9 · g 3,0 · g
Rolle	4,1 · g	3,5 · g
Trudeln ohne Gas	3,6 · g	3,6 · g
Trudeln mit Gas	3,2 · g	3,5 · g
Allmähliches Abfangen	aus 250 km/h 3,4 · g	2,3 · g
Plötzliches Abfangen	aus 250 km/h 3,9 · g (9,7)	3,1 · g (9,7)

Die in Klammern stehenden Zahlen geben die Größe der theoretischen Höchstbeschleunigungen beim Abfangen an.

Diese ergaben sich aus der Beziehung:

$$n_{max} = \frac{V^2_{max}}{V^2_{min}}$$

wobei

V_{max} = höchste Geschwindigkeit vor dem Abfangen,
V_{min} = geringste Geschwindigkeit nach dem Abfangen ist.

Die Größen der theoretischen Beschleunigungen sind in den oben aufgeführten Zahlentafeln neben den gemessenen Werten beim Abfangen in Klammern angegeben.

Die theoretischen Werte sind nur erreichbar, wenn die Änderung der größten Geschwindigkeit auf die geringste Geschwindigkeit beim Abfangen in der Zeit Null erfolgt. Wenn das auch unmöglich ist, so müssen doch die Zeiten für diese Geschwindigkeitsänderung bei den amerikanischen Messungen ganz außerordentlich klein gewesen sein. Bei den vorliegenden Messungen wurden die theoretischen Werte nun durchaus nicht erreicht.

Unter Voraussetzung der Richtigkeit der amerikanischen Messungen ist eine Erklärung hierfür nur darin zu suchen, daß bei den deutschen Flugzeugen die Höhenruderwirkung geringer oder die Trägheitsmomente um die Querachse größer sind als bei den amerikanischen.

Beschleunigte Flugzeugbewegungen.

Nach Messungen des National advisory Committee for Aeronautics Washington.[1])

Vorgetragen beim Rhönsegelflug-Wettbewerb 1926.

Von P. Raethjen,

Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft e. V.

Meine Herren! Ich möchte Ihnen heute einiges vortragen über solche Flugzeugbewegungen, welche bei Motorflugzeugen häufig als minder wichtig angesehen werden, welche aber im Segelflug wesentlich sind, nämlich über beschleunigte Bewegungen eines Flugzeuges. Dabei möchte ich den Ausdruck »beschleunigt« gleich dahingehend präzisieren, daß ich als beschleunigt jede Bewegung des Flugzeuges verstehe, bei welcher nicht alle Massen des Flugzeuges eine gleichförmig geradlinige Bewegung durchlaufen. Diese Definition der beschleunigten Bewegung schließt sich an die bisherigen Untersuchungen auf diesem Gebiet an, insofern sie das Problem in erster Linie auffaßt als Bewegungsmechanik eines starren Körpers, nämlich des Flugzeuges. Ich möchte aber trotzdem gleich betonen, daß auch eine grundlegend andere Einstellung zu den gleichen Flugproblemen möglich ist, eine Einstellung, bei der das Augenmerk nicht auf die Bewegung der Flugzeugmassen, sondern

[1]) Inzwischen sind im »Segelflug-Sonderheft« der ZFM auch eigene Versuche über beschleunigte Flugzeugbewegungen von mir und Herrn Knott mitgeteilt worden, welche bald nach dem vorliegenden Vortrag zur Durchführung gelangten.



auf die beschleunigte Bewegung der herumströmenden Luftmassen gerichtet ist. Dieser Gesichtspunkt ist bisher ganz außer acht gelassen worden. Ich möchte diesen Gesichtspunkt deswegen gleich eingangs erwähnen, weil mir gerade

Gierachse

Stampfachse

Rollachse

Abb. 1.

daran liegt, daß er zum Ausgangspunkt neuer theoretischer und experimenteller Untersuchungen werde. Dabei soll die experimentelle Erforschung des allgemeinen Problems der beschleunigten Flugzeugbewegung ausgehen von einer Untersuchung der Luftkräfte, welche bei schnell veränderten Strömungen um Trag- und Steuerflächen auftreten. Daher bitte ich Sie, mit dem Wort »beschleunigte Flugzeugbewegung« nicht nur die räumliche Vorstellung von Bewegungen der Flugzeugmassen zu verknüpfen, bezogen auf ein unbeschleunigtes System, sondern auch die Vorstellung

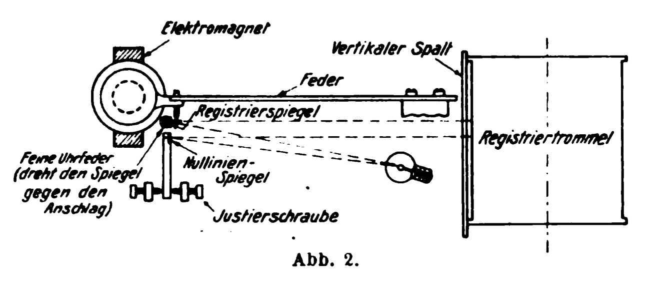


Abb. 2.

einer schnell veränderlichen, nicht stationären Strömung um die Trag- und Steuerflächen. Sie werden zwar dadurch den Eindruck gewinnen, daß das Problem theoretisch außerordentlich kompliziert ist, ich hoffe aber, daß Sie dadurch von der Notwendigkeit experimenteller Untersuchungen um so mehr überzeugt werden.

Leider ist an systematischen Untersuchungen auf diesem Gebiete bisher wenig gemacht worden und das Wenige nur unter vollständiger Vernachlässigung beschleunigter Luftströmungen.

Theoretisch ist das Problem der beschleunigten Flugzeugbewegungen am eingehendsten und erfolgreichsten behandelt von L. Hopf[1]) in dem bekannten zweiten Band des Handbuchs der Flugzeugkunde. L. Hopf analysiert die beschleunigte Flugzeugbewegung unter der stillschweigenden Voraussetzung, daß die Luftkräfte bei diesen nichtstationären Strömungen um die Trag- und Steuerflächen

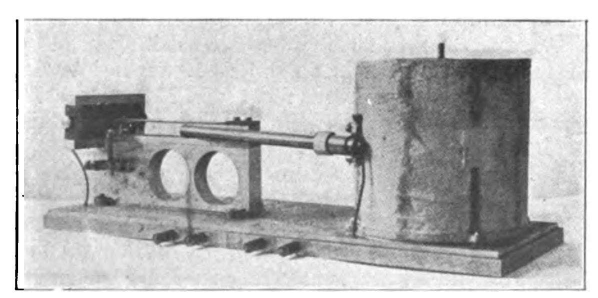


Abb. 3. N. A. C. A. — Beschleunigungsschreiber ohne Schutzhülle.

die gleichen seien wie bei stationärer Umströmung der Flächen. Das heißt, daß zu jedem Anstellwinkel dieselben Luftkraftbeiwerte gehören, wie sie im Windkanal in stationärer Strömung gemessen werden. So ist er in der Lage, diese Luftkraftbeiwerte auch auf beschleunigte Flugzustände anzuwenden. Auf diese Art analysiert er die Frage der

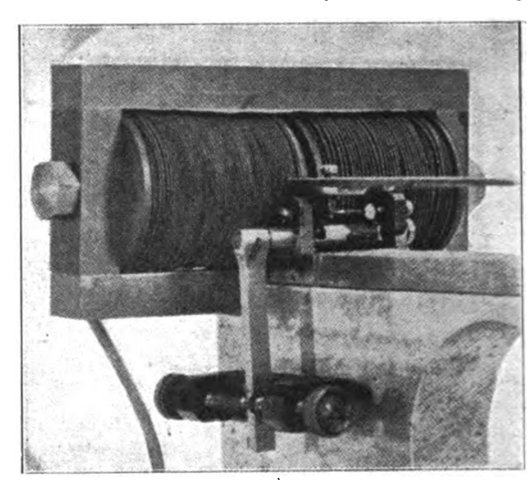


Abb. 4. Ansicht der Spiegel und Dämpfungsmagneten.

dynamischen Stabilität, das Phygoidenproblem und schließlich den Trudelflug.

Da ich annehme, daß diese Untersuchungen meistens bekannt sind, möchte ich mich gleich den Experimentaluntersuchungen zuwenden. Diese sind, soweit sie mir zur Verfügung standen, sämtlich in Amerika angestellt worden von dem National advisory comittee for Aeronautics[1]), und zwar größtenteils von F. H. Norton. Es ist dabei allerdings zu erwähnen, daß die oben genannten Gesichtspunkte in diesen Arbeiten nicht berührt werden und daß auch ein Vergleich mit dem, was die Theorie von Hopf verlangt, nur selten durchgeführt ist. Mir standen auch nur die

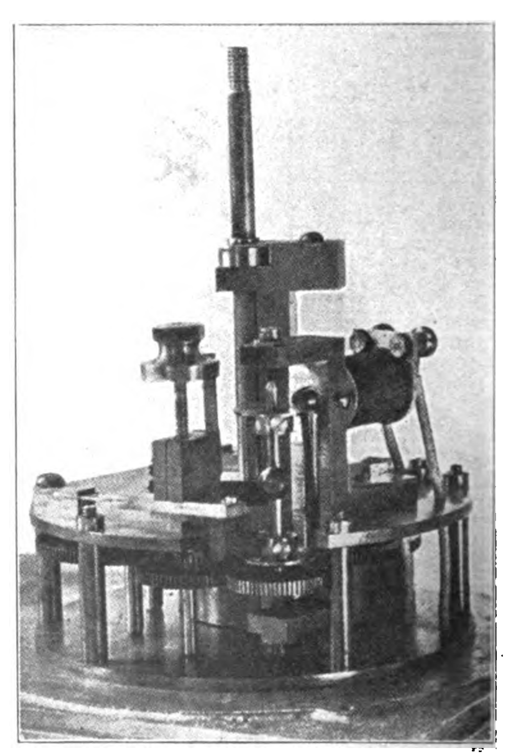


Abb. 5. Uhrwerk.

Arbeiten bis 1924 einschließlich zur Verfügung, und es ist möglich, daß die Theorie später mehr zum Vergleich herangezogen wurde.

[1]) Fuchs-Hopf, Aerodynamik, Berlin, Richard Schmidt 1922, S. 343ff.

[1]) National advisory committee for Aeronautics, Washington, Report 99, 105, 155, 155, 162, 170, 174.



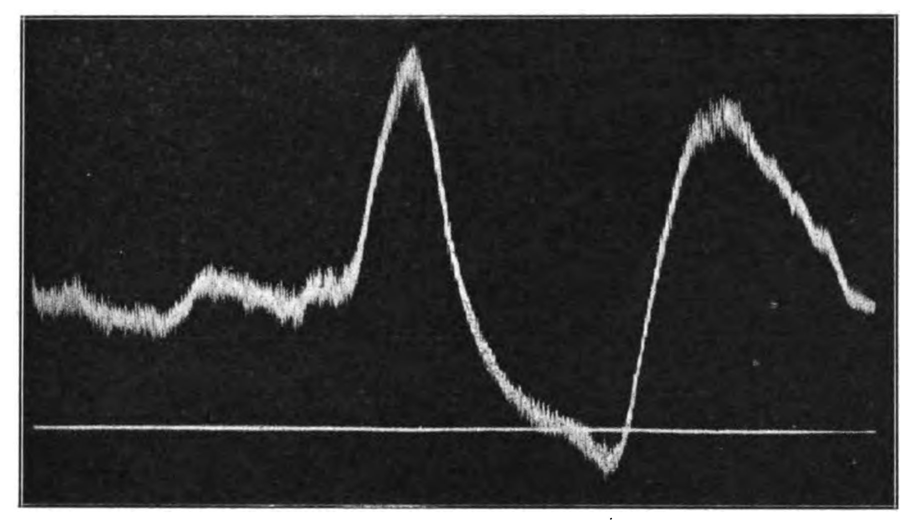


Abb. 6. Überschlag einer IN4H. Die Geschwindigkeit bei Beginn war 72 Meilen pro Stunde. Die Maschine zieht schnell hoch, verweilt etwas auf dem Umkehrp ınkt und fällt seitlich heraus. Das erste Maximum ist 3,21 g, das zweite 2,75 g.

Wesentlich für die gesamte Untersuchungsreihe ist, daß eine Vermessung gegen den Boden, sei es durch Rückwärts- oder Vorwärtsanschnitt, nicht gemacht wurde, sondern nur Registrierungen im Flugzeug selbst angestellt wurden.

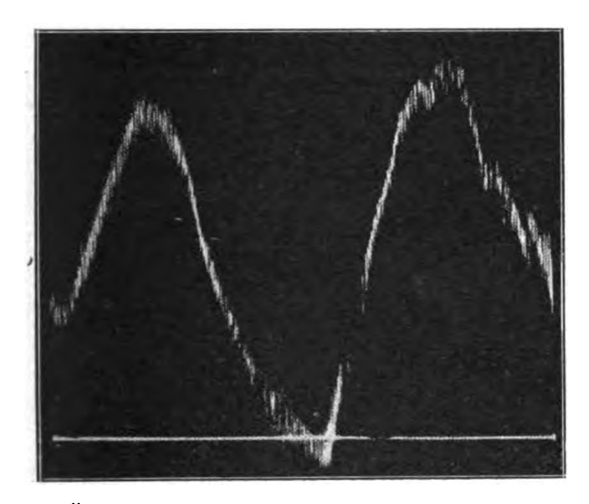


Abb. 7. Überschlag einer IN4H. Die Geschwindigkeit beim Beginn war 75 Meilen pro Stunde. Das erste Maximum ist 2.85 g, das zweite 3,22 g.

Eine Ausnahme bildet allenfalls die Registrierung des räumlichen Flugzeuglagewinkels mittels des »Kymograph«. Der Kymograph läßt einen Sonnenstrahl auf das laufende Filmband registrieren und liefert dadurch den Höhenwinkel der Sonne, bezogen auf das Koordinatensystem des Flugzeuges. Kennt man den Höhenwinkel der Sonne gegen Erde gemessen (z. B. mit einem Theodolit), so kann man aus der Filmregistrierung einen Lagewinkel des Flugzeuges

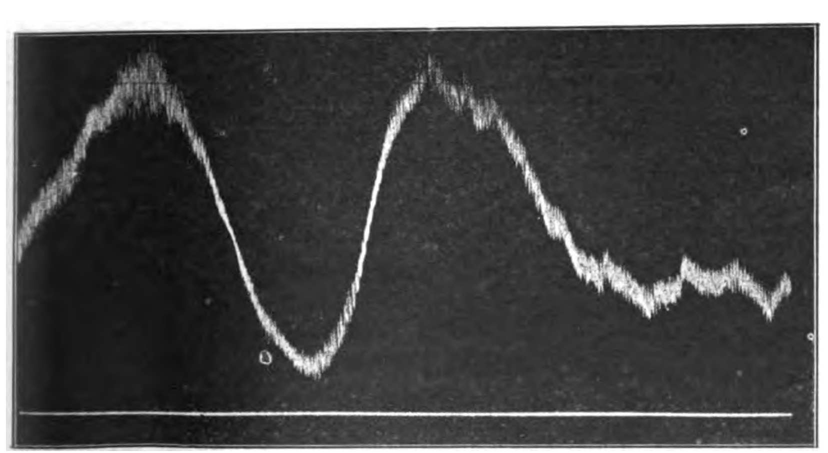


Abb. 8. Überschlag der IN4H. Geschwindigkeit bei Beginn 100 Meilen pro Stunde. Langsam und sanft hochgezogen. Bemerkenswert sind die Stöße beim Herausnehmen der Maschine, bewirkt durch den Eintritt ins eigene »Kielwasser«. Das erste Maximum ist 3,00 g, das zweite 2,88 g.

Abb. 9. Überschlag der IN4H. Geschwindigkeit zu Beginn 92 Meilen pro Stunde. Die ganze Bewegung sanft durchgeführt. Das erste Maximum ist 2,85 g, das zweite 2,97 g.

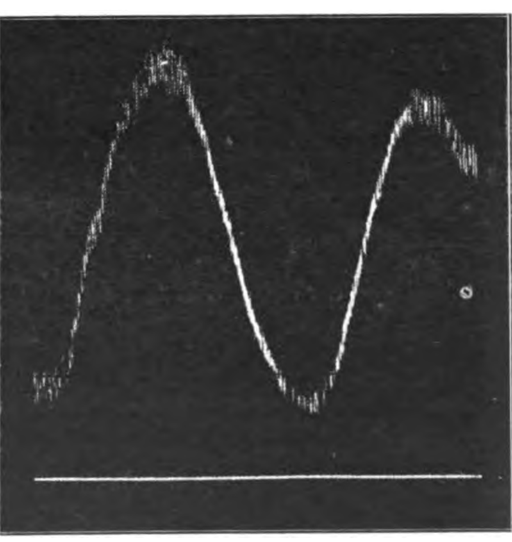


Abb. 10. Überschlag der IN4H. Geschwindigkeit zu Beginn 105 Meilen pro Stunde. Langsam hochgezogen. Erstes Maximum 3,68 g; zweites 3,26 g.



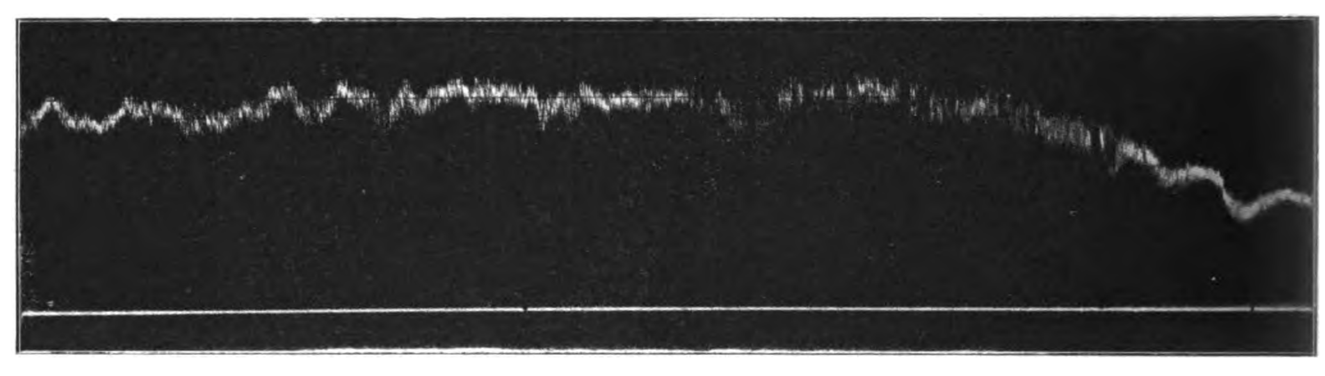


Abb. 11. Enge Spirale mit Motorantrieb. Maximalbeschleunigung ist 2,06 g.

gegen die Erdoberfläche auswerten. Mit dem Kymographen wurden also zwar absolute räumliche Winkel gemessen, aber Flugbahnen wurden nicht festgelegt. Letzteres ist eigentlich bedauerlich, weil diese Messung doch wesentlich sicherer verbürgt sein kann als die meisten Registrierungen im Flugzeug und in jedem Fall eine angenehme Überbestimmung der zu messenden Größen ergeben würde, eine Überbestimmung, die meiner Ansicht nach bei derartig heiklen Messungen erforderlich ist. Daß dies nicht geschehen ist, liegt wohl in erster Linie daran, daß zunächst vor allem das Bedürfnis vorlag, als Grundlage für Festigkeitsvorschriften maximale Beschleunigungskräfte zu ermitteln.

Abb. 12. Trudelkurve einer D H 4 B, sanft, Maximalbeschleunigung 2,78 g. Da die Trudelkurve sehr lange dauerte, wurde die Registrierung auf kurze Zeit während des Trudelflugs angehalten.

Daher beginnt die Reihe der Untersuchungen[2]) mit Flügen einer I N 4 H und D H 4 B (Report 99), bei denen lediglich Beschleunigungen senkrecht zur Flügelebene gemessen wurden. Wir wollen diese Flügelsenkrechte als »Gierachse« bezeichnen. Die Engländer und Amerikaner beziehen sich allgemein auf 3 Flugzeugachsen, welche im Anschluß an die in der Marine gebräuchlichen Ausdrücke benannt sind: Die Achse in der Flugrichtung (Rumpfachse) heißt »Roll-Achse«, diejenige im Flügelholm heißt »Stampfachse«, diejenige senkrecht auf beiden heißt »Gierachse«, Abb. 1 (Report 155, S. 9).

Die Beschleunigungsregistrierungen sind mit einem sorgfältig hergestellten Beschleunigungsschreiber sehr zahlreich registriert worden und auch ohne Bezug auf die Theorie recht interessant. Den Beschleunigungsschreiber sehen Sie in Abb. 2 bis 5 (Report 99, Fig. 1 bis 3 und 5) schematisch

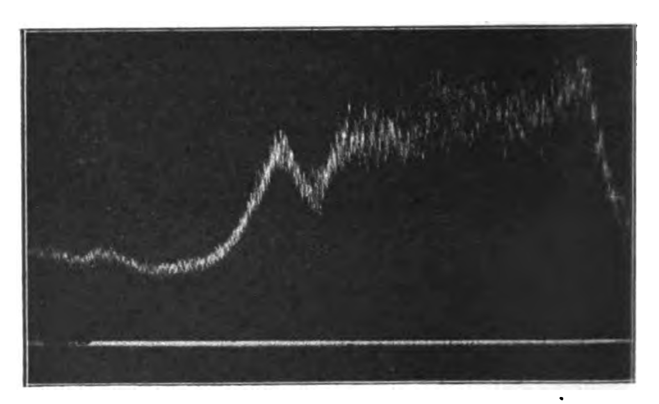


Abb. 13. Trudelflug eines Bristol-Kampfflugzeuges. Gedrosselter Motor. Die Maschine kam von selbst aus dem Trudeln. Maximalbeschleunigung 2,72 g.

und in seinen Außenansichten. Er besteht im wesentlichen aus einer federnd aufgehängten Masse mit elektromagnetischer Dämpfung, deren Bewegungen photographisch auf einen laufenden Film registriert werden. Beschleunigungskräfte und Erdanziehungskräfte lassen sich bekanntlich durch keine Beobachtungsmittel unterscheiden. Daher wird die Beschleunigungs- und Erdanziehungskraft zusammen gemessen und in Vielfachen der Erdbeschleunigung g

[2]) Als Einheiten des Längenmaßes verwenden die Amerikaner:
1 mile = British mile = 1,609 km, eine Meile,
1 foot = 30,48 cm, ein Fuß.

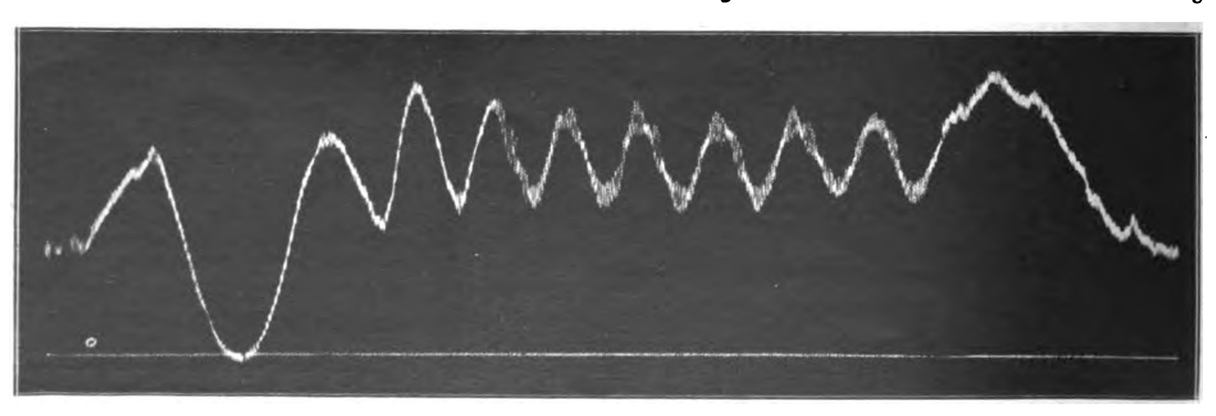


Abb. 14. Trudelflug von 9½ Umdrehungen einer I N 4 H. Schnell gezogen bis zum Abschmieren. Motor gedrosselt. 1700' abgestiegen. Maximalbeschleunigung beim Trudeln war 2,75 g, beim Herausnehmen der Maschine 2,70 g. Bemerkenswert ist die deutliche Periodizität.



Abb. 15. Trudelflug von 7 Umdrehungen einer I N 4 H. Maximalbeschleunigung beim Trudeln 2,21 g, beim Herausnehmen 3,12 g.

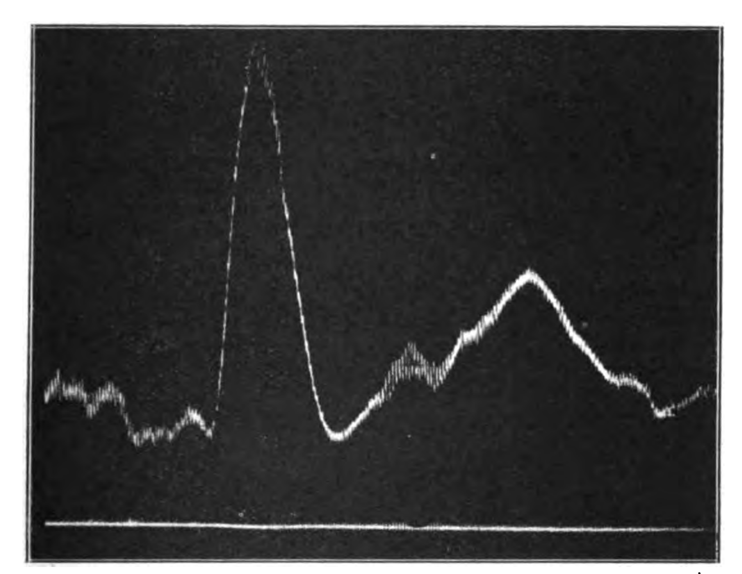


Abb. 16. Seitlicher Überschlag links einer I N 4 H. Motor gedrosselt. Maximalbeschleunigung 4,20 g. Größter Beschleunigungswert, der überhaupt festgestellt wurde. Geschwindigkeit war zu Beginn 100 Meilen pro Stunde.

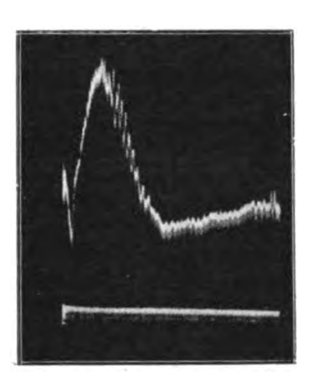


Abb. 18. Knüppel so plötzlich wie möglich gezogen in einem D H 4 B bei 75 Meilen pro Stunde. Maximalbeschleunigung 2,05 g.

angegeben. Die Nullinie auf den Registrierungen entspricht der einfachen Erdbeschleunigung *g*, also der Gesamtbelastung im gleichförmigen Fluge.

Interessant sind die Registrierungen von Überschlägen Abb. 6 bis 10 (Report 99, Fig. 12, 13, 15 bis 17), einer engen Spirale Abb. 11 (Report 99, Fig. 21), von Trudelkurven Abb. 12 bis 15 (Report 99, Fig. 22 bis 25) und zweier Rollings Abb. 16 und 17 (Report 99, Fig. 18 und 19). Schließlich sehen Sie Beschleunigungen bei plötzlich stark gezogenem Knüppel Abb. 18 bis 22 (Report 99, Fig. 14, 30 bis 33), bei plötzlich stark gedrücktem Knüppel Abb. 23 (Report 99, Fig. 20). Merkwürdig ist, daß im Rolling die höchsten Beschleunigungen auftreten. Doch sind die hier gemessenen Maximalbeschleunigungen von 4 g späterhin noch bedeutend überboten worden, bei schnellen Jagdflug-

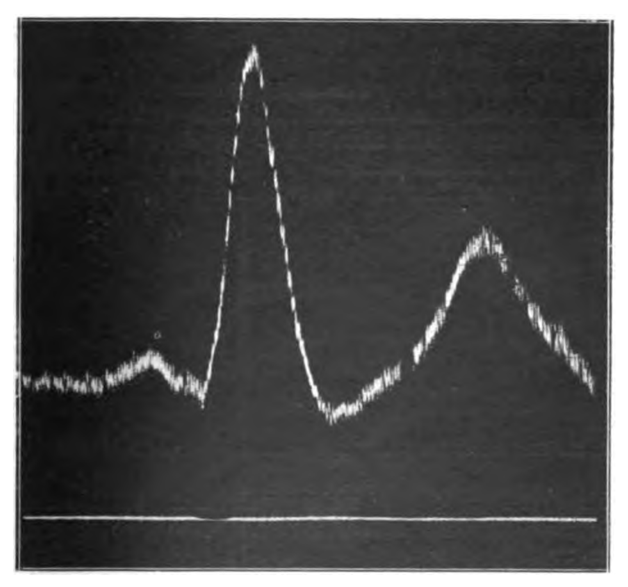


Abb. 17. Seitlicher Überschlag links einer I N 4 H. Motor ungedrosselt. Maximalbeschleunigung 4,15 g. Geschwindigkeit zu Beginn 100 Meilen pro Stunde.

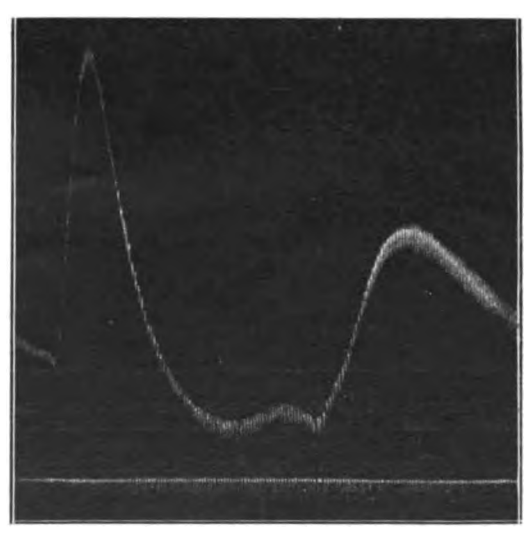


Abb. 19. Knüppel plötzlich gezogen bei 80 Meilen pro Stunde in I N 4 H Motor gedrosselt. Maximalbeschleunigung 3,52 g.

zeugen bis 7,8 g[1]). Am interessantesten sind die Versuche mit plötzlich stark gezogenem Höhenruder. Es wird von den Verfassern, F. H. Norton und E. T. Allen, mitgeteilt, daß bei sämtlichen Flügen die Zeit vom Anziehen des Höhen-

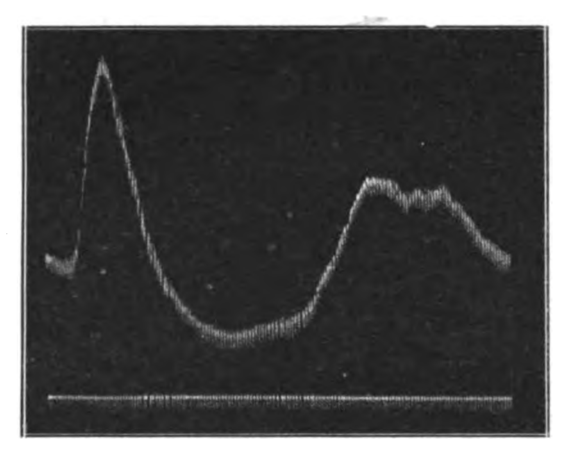


Abb. 20. Knüppel bei 70 Meilen pro Stunde plötzlich gezogen in einer I N 4 H. Motor gedrosselt. Maximalbeschleunigung 2,76 g.

steuers bis zur maximalen Beschleunigung für alle Geschwindigkeiten stets den gleichen Wert 0,85 Sekunden hatte. Da man annehmen muß, daß unter höheren Fluggeschwindigkeiten der Anstellwinkel schneller geändert wird, scheint dies darauf zu deuten, daß dabei das Auftriebsmaximum bei höheren Anstellwinkeln gelegen hat, daß also das Ab-

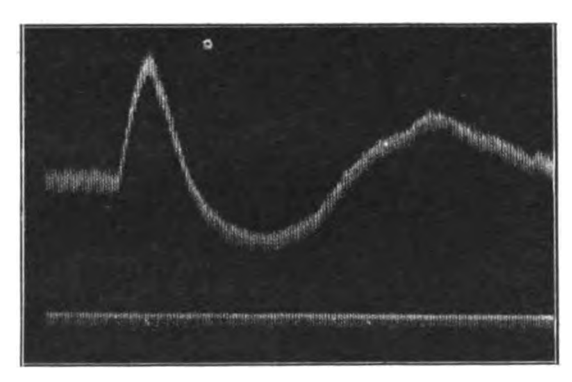


Abb. 21. Knüppel bei 60 Meilen pro Stunde plötzlich gezogen in einer I N 4 H. Motor gedrosselt. Maximalbeschleunigung 2,01 g.

reißen der Strömung unter um so höheren Anstellwinkeln auftritt, je schneller der Anstellwinkel geändert wird.

Man sieht jedenfalls, die Registrierungen sind recht interessant, wenn sie auch für eine exakte Auswertung in

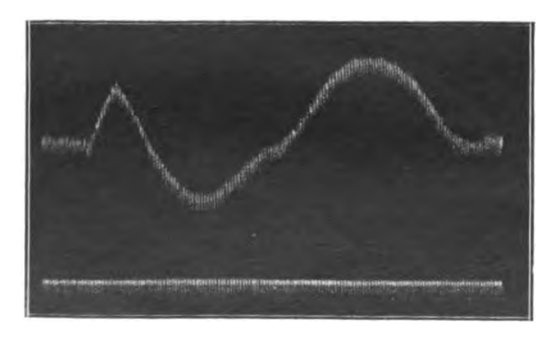


Abb. 22. Knüppel bei 50 Meilen pro Stunde plötzlich gezogen in der I N 4 H. Motor gedrosselt. Maximalbeschleunigung 1,46 g.

bezug auf die Frage nach den Luftkräften im beschleunigten Fluge nicht hinreichen.

[1]) Siehe den Bericht von A. R. Weyl, ZFM 1925, Seite 451 und 470 oder die Originalarbeit, National advisory committee for Aeronautics, Report 203 by J. H. Doolittle.

Etwas günstiger für die theoretische Auswertung sind die im Report 105 von E. P. Warner und F. H. Norton veröffentlichten Messungen an einem I N 4 H-Doppeldecker. Es wurden hier Anstellwinkel und Fluggeschwindigkeiten gleichzeitig registriert. Letztere wurden allerdings nicht als Staudruck, sondern mittels eines Widerstandskörpers

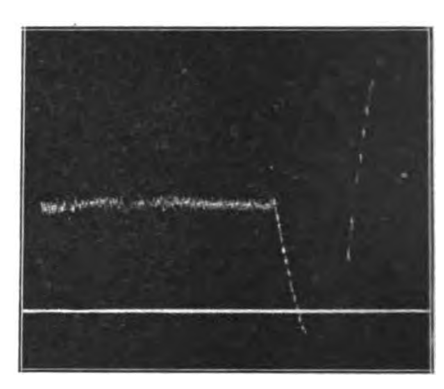


Abb. 23. Negativer Auftrieb einer I N 4 H. Knüppel so plötzlich wie möglich gedrückt bei 70 Meilen pro Stunde. Maximale negative Beschleunigung — 0,53 g.

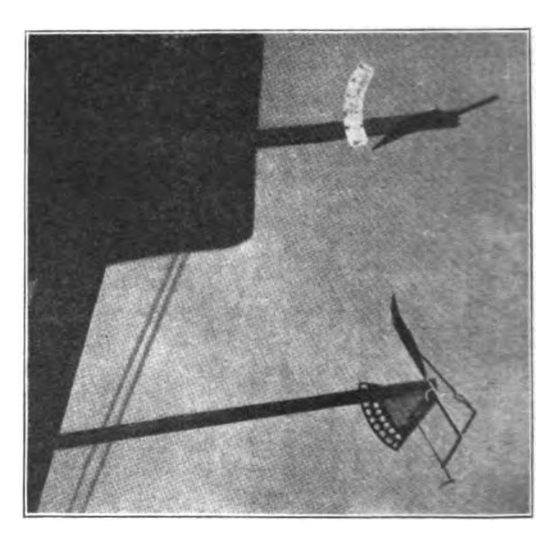


Abb. 24. Die Windfahne und der Geschwindigkeitsmesser.

gemessen. Auf diese Art konnte man den Geschwindigkeitszeiger und den Anstellwinkelzeiger am einfachsten gleichzeitig auf denselben Film photographieren. Abb. 24 bis 26 (Report 105, Fig. 1 bis 3).

Zunächst wurde der Trudelflug untersucht. Es wurden auf beiden Flügeln Anstellwinkel und Geschwindigkeit registriert und der in Abb. 27 und 28 (Report 105, Fig. 4 und 5) dargestellte zeitliche Verlauf des Anstellwinkels gefunden. Nach dem Polardiagramm des Profils wurde ein

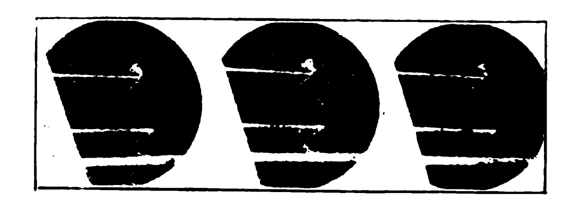


Abb. 25. Meßphotos der Windfahne und des Geschwindigkeitsmessers.

Verlauf des in der Gierachse wirksamen Flächenkraftbeiwertes ermittelt in Abhängigkeit vom Anstellwinkel, Abb. 29 (Report 105, Fig. 6). Mit Hilfe dieses Luftkraftbeiwertes und der beobachteten Geschwindigkeiten wurde die Verteilung der Flächenbelastung über den Flügel rechnerisch ermittelt. In Abb. 30 (Report 105, Fig. 7) sehen



Sie die Verteilung sämtlicher Größen auf der Länge des Flügels. In dieser Abb. 30 ist auch eine Kurve für die auf der Flügelebene senkrecht stehende Luftkraft gegeben. Diese müßte im Momentengleichgewicht sein mit sämtlichen auftretenden Momenten, welche von den Beschleunigungen des Flugzeugs stammen, also insbesondere mit einem durch die Drehbewegung bedingten Kreiselmoment, welches das Flugzeug um die Rollachse (Rumpfachse) zu drehen strebt. Die Verfasser (E. P. Warner und F. H. Norton) verlangen an dieser Stelle, daß die Luftkräfte allein im Momentengleichgewicht sind. Wahrscheinlich schließen

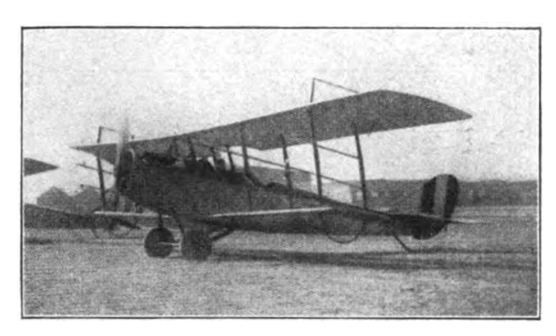


Abb. 26. Das IN4H-Versuchsflugzeug.

sie sich dabei an die übliche Untersuchung der »Autorotation« eines Modells im Windkanal an, bei welcher die Kreiselmomente allerdings nicht zur Geltung kommen, weil die Drehachse zwangsweise festgehalten wird. Ich glaube jedoch, daß im freien Fluge diese Bedingung nicht

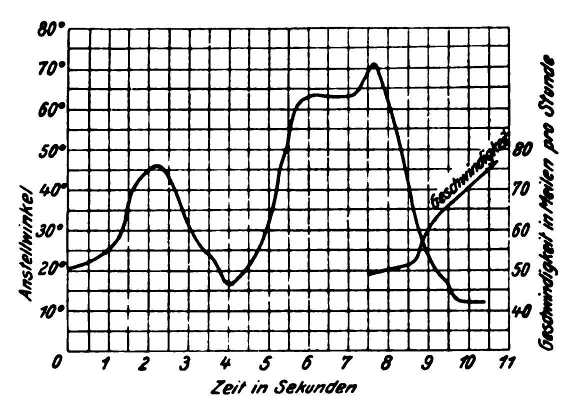


Abb. 27. Änderung von Anstellwinkel und Geschwindigkeit beim Trudelflug am inneren Flügel.

besteht, vielmehr wird ein Kreiselmoment um die Rollachse sich bemerkbar machen. Tatsächlich ist die von den Verfassern verlangte Bedingung in Abb. 30 auch nicht erfüllt, sondern der Luftkraftschwerpunkt liegt 1,25 Fuß von der Rollachse entfernt im äußeren Flügel. Das

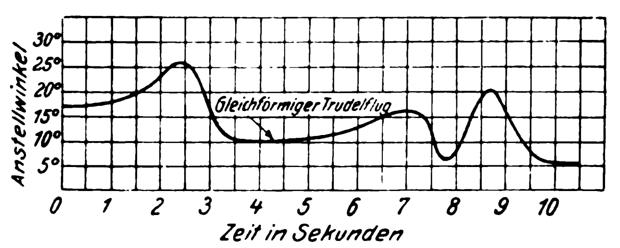


Abb. 28. Änderung des Anstellwinkels, im Trudelflug am äußeren Flügel.

könnte wohl dem auftretenden Kreiselmoment entsprechen, doch ist darüber nichts Sicheres zu sagen, weil die Trägheitsmomente nicht bekannt sind und auch nicht die tatsächliche Drehachse. Immerhin ist es ganz interessant, hier tatsächlich für Anstellwinkel und Geschwindigkeiten die theoretisch zu erwartenden Verhältnisse qualitativ be-

stätigt zu finden. Trotzdem möchte ich darauf aufmerksam machen, daß gerade Trudelflüge und damit verbundene Abstürze noch recht unaufgeklärt sind. Es ist nicht ausgeschlossen und wird vielfach vermutet, daß elastische

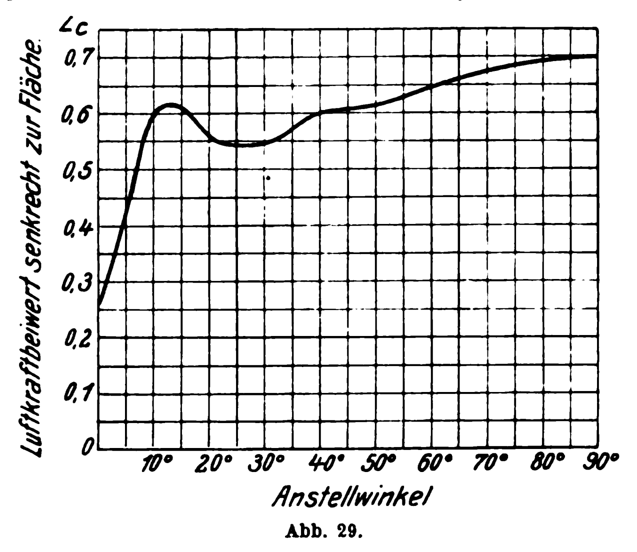


Abb. 29.

Bewegungen der Flügelenden dabei eine wesentliche Rolle spielen. Dies würde auch einen periodischen Vorgang in der Strömung vermuten lassen, welcher bei den hohen

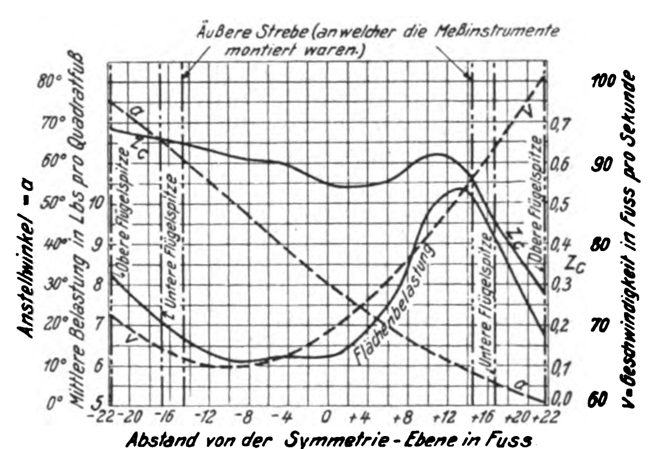


Abb. 30. Änderung der für die Flächenbelastung wesentlichen Größen längs des Flügels beim Trudelflug.

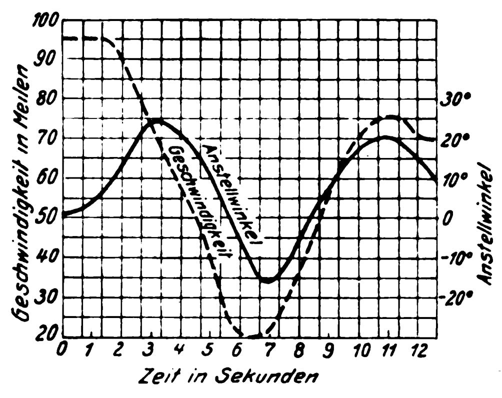


Abb. 31. Anstellwinkel und Geschwindigkeit während eines Überschlags.

Anstellwinkeln in Form von Leewirbeln nicht unwahrscheinlich ist.

Ähnliche Anstellwinkel- und Geschwindigkeitsmessungen, wie im Trudelflug, wurden beim Überschlag durchgeführt. Ihr Resultat sehen Sie in Abb. 31 (Report 105, Fig. 8). Bemerkenswert ist, daß Anstellwinkel bis 25° vorkommen,



bei denen nach Abb. 29 die Strömung längst abgerissen ist. Zur Auswertung wurde wiederum nach dem Polardiagramm, also nach Abb. 29 aus Anstellwinkel und Geschwindigkeit die flächensenkrechte Luftkraft ermittelt. Diese müßte

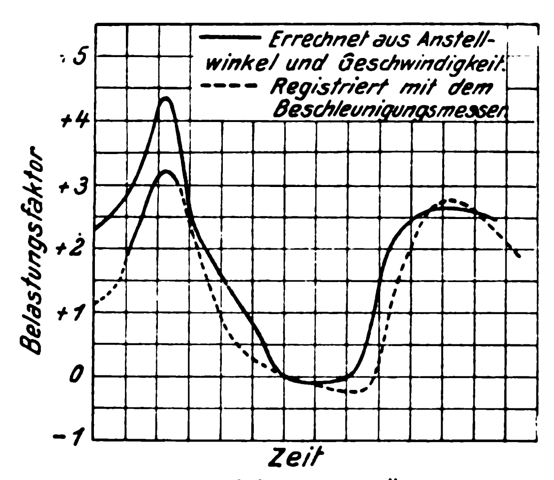


Abb. 32. Flächenbelastung beim Überschlag.

übereinstimmen mit der Beschleunigung in der Gierachse, welche im Beschleunigungsmesser registriert wurde. Die gemessenen Beschleunigungen wurden daher, wie sie bei einem »ähnlichen« Überschlag gemessen waren, mit den errechneten Werten in Abb. 32 (Report 105, Fig. 9) zusammengestellt. Es ist aber nicht viel daraus zu entnehmen, da die zugrunde gelegten Messungen nicht gleichzeitig durchgeführt waren, sondern nur ähnlichen Flügen entnommen wurden. Immerhin ist es nach Abb. 32 wahrscheinlich, daß die maximale Beschleunigung tatsächlich schwächer ist, als sie nach dem Polardiagramm zu erwarten wäre.

In Report 155 teilt H. J. E. Reid Versuche mit, welche ebenfalls den überzogenen Flug, den Überschlag und den Trudelflug eines I N 4 H-Doppeldeckers behandeln. Die Meßmethode ist hier insofern vervollkommnet, als Fluggeschwindigkeit, Steuerbetätigung, Beschleunigung in der Gierachse und Winkelgeschwindigkeit gleichzeitig registriert worden sind. Das Instrument zur Registrierung der Winkelgeschwindigkeit war für diese Messungen besonders entwickelt. Sie sehen seinen schematischen Aufbau in Abb. 33 (Report 155, Fig. 4). Es besteht im wesentlichen aus einem

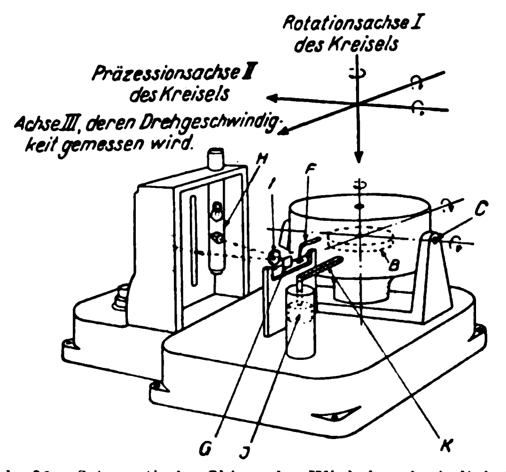
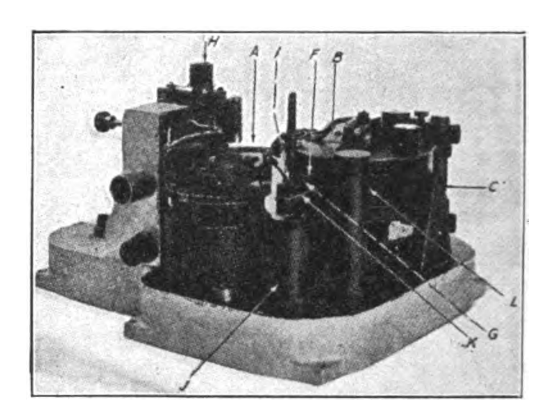


Abb. 33. Schematische Skizze des Winkelgeschwindigkeits-Registrierinstruments.

Kreisel, dessen Achse nur in einer Ebene aus ihrer Normallage gebracht werden kann, aber mit Federn zurückgezogen wird. Die »Präzessionskraft« des Kreisels, welche gegen die Federn wirkt, gibt die Winkelgeschwindigkeit an, mit der die Kreiselachse zwangsweise bewegt wird, ganz ähnlich, wie dies bei dem »Steuerzeiger« von Drexler[1]) der Fall ist. Ansichten dieses Instrumentes gibt Abb. 34 und 35 (Report 155, Fig. 2 und 3). Die Registrierungen erfolgten wie allgemein bei den Untersuchungen des N. A. C. A. photographisch durch einen Lichtzeiger auf einen laufenden Film. Abb. 36 (Report 155, Fig. 6) zeigt einen Überschlag. Man sieht, das Höhensteuer ist von $6\frac{1}{2}$ bis 11 Sekunden gleichförmig angezogen worden. Trotzdem erreicht die Flächenbelastung und die Winkelgeschwindigkeit schon vorher ein Maximum bei $9\frac{1}{2}$ Sekunden. Dies ist offenbar der Moment, in dem die Strömung abreißt, da er im Verlauf der Winkelgeschwindigkeit und der Tragflächenbelastung (Beschleunigung in der der Gierachse) eine plötzliche Änderung der



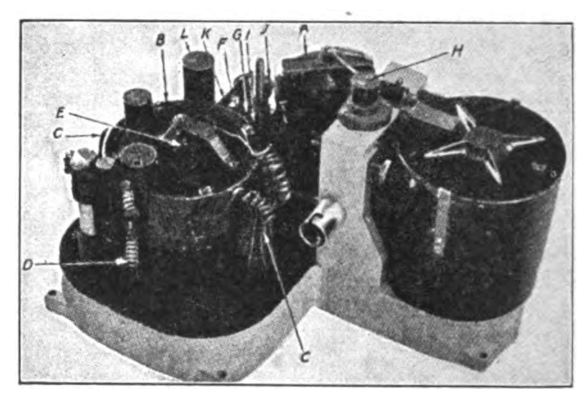


Abb. 34/35. Ansicht des Winkelgeschwindigkeits-Registrierinstruments.

Abb. 33—35.

A Filmförderungsmotor, *B* Kreisel, *C* Achsenlagerung der kardanischen Aufhängung (Präzessionsachse II), *D* Federn, welche die kardanische Aufhängung in eine Normallage zurückziehen, *E* Regulator zur Erhaltung der konstanten Tourenzahl (10000 min) des elektrisch angetriebenen Kreisels, *F* dieser Hebelarm *F* wird bei zwangsweiser Drehung des Gesamtsystems um die Achse III durch die Präzessionskraft in Bewegung gesetzt, *G* er bewegt den Spiegel *G*, welcher den Lichtzeiger auf den Film wirft, *H* Lichtquelle, *I* Linse, *J* Stoßdämpfer. *K* Hebelarm, an welchem der Stoßdämpfer angreift.

Momente und Luftkräfte zeigt. Es ist schade, daß der dazugehörige Anstellwinkel nicht mitregistriert wurde.

An dieser Stelle kann man die Zentripetalbeschleunigung berechnen aus der Winkelgeschwindigkeit und der Fluggeschwindigkeit:

$$Z = v \cdot \omega,$$

wo Z die Zentripetalbeschleunigung, v die Fluggeschwindigkeit und ω die Winkelgeschwindigkeit bedeutet. In Vielfachen von g gemessen ergibt die Rechnung:

$$Z = 2{,}5\,g,$$

was mit einer Gesamtbeschleunigung in der Gierachse von 3 g im Einklang steht, wenn man eine Schwerkraftkomponente von 0,5 g hinzuaddiert. Man könnte auch den Anstellwinkel ermitteln, indem man aus der Winkelgeschwin-

[1]) Handbuch der Flugzeugkunde, Bd. 8, K. Bennewitz, Flugzeuginstrumente, Berlin 1922, S. 146.



digkeit die Flugbahn integriert, aber dazu sind die angegebenen Größen wahrscheinlich nicht genau genug.

Das zweite Maximum der Winkelgeschwindigkeit tritt auf bei Feststellung des Höhensteuers. Von sec 11 bis 15 ist das Höhensteuer annähernd festgehalten. Trotzdem erreicht bei sec 13 die Winkelgeschwindigkeit ein drittes Maximum gleichzeitig mit dem Minimum der Flächenbelastung. Bewegungen energischer. Es scheint auch, als ob hier die maximale Tragflächenbelastung erst nach der maximalen Winkelgeschwindigkeit auftritt. Das wäre erklärlich, weil das Höhensteuer dabei festgehalten wird und nicht, wie beim Looping, allmählich noch weiter gezogen wird.

Abb. 38 und 39 zeigt die Trudelkurve rechts. Abb. 38 (Report 155, Fig. 8) ist eine Messung, bei der die Winkel-

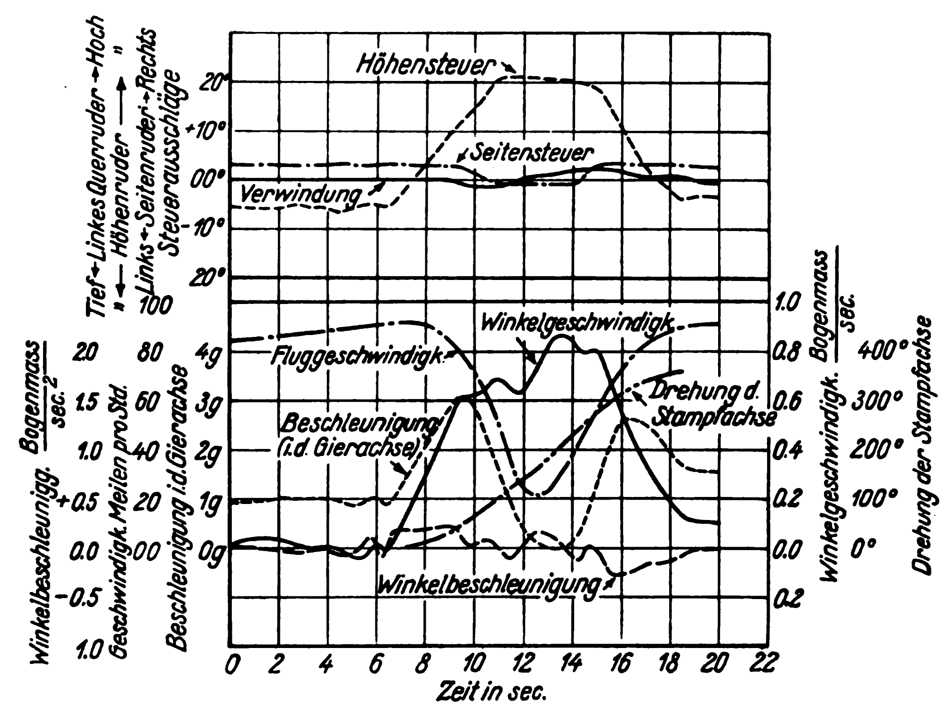


Abb. 36. Überschlag, Winkelgeschwindigkeit um die Stampfachse.

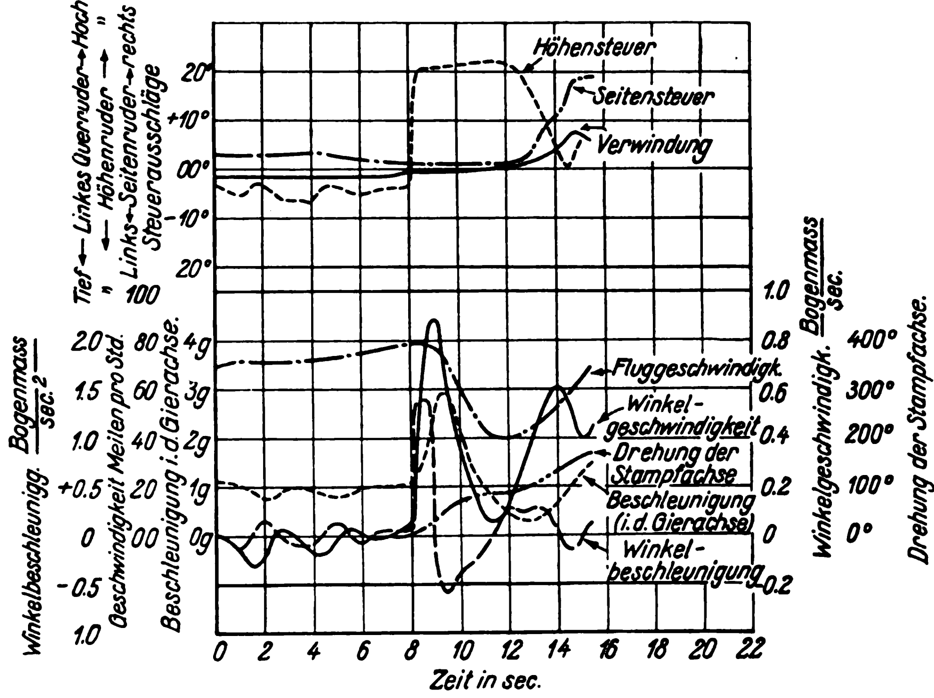


Abb. 37. Plötzlich hochgezogen aus der Drücklage. Winkelgeschwindigkeit um die Stampfachse.

Hier treten offenbar die negativen Anstellwinkel auf, was schon durch die Flächenbelastung 0 erkennbar ist. Dies stimmt alles recht gut überein mit der Anstellwinkelmessung von Norton und Warner, Abb. 31 (Report 105, Fig. 8).

Abb. 37 (Report 155, Fig. 7) zeigt den Verlauf eines Fluges nach plötzlich energisch gezogenem Höhensteuer. Er ist ähnlich dem ersten Teil des Looping, nur sind die geschwindigkeit um die Stampfachse (Flügelholm) gemessen wurde, in Abb 39 (Report 155, Fig. 9) ist die Winkelgeschwindigkeit um die Rollachse (Rumpf) gemessen. Auffallend ist, daß die Rollachse 4½ Umdrehungen macht, während die Stampfachse nur 300° Umdrehung vollführt. Die Rollbewegung Abb. 39 zeigt während jeder neuen Umdrehung dieselbe Periode der Winkelgeschwindigkeit. Diese



Erscheinung ist merkwürdig, da sie offensichtlich durch die Steuerung nicht bewirkt wurde. Ich nehme an, daß es eine Art von Pendelung um den Gleichgewichtszustand zwischen Luftkraftmoment und Kreiselmoment ist. Bemerkenswert ist dabei, daß diese Pendelung anscheinend nicht gedämpft ist. In Abb. 38 kann man die gleichen Perioden angedeutet erkennen. Es ist schade, daß keine Messungen mit anderen Steuerausschlägen mitgeteilt worden sind. Gerade beim Trudelflug interessiert es doch in erster Linie, wie weit der Flug gesteuert werden kann. Daß während der gesamten Trudelkurve Höhensteuer, Seitenruder und Verwindung die gleiche Stellung behielten wie bei ihrer Einleitung, legt die Vermutung nahe, daß ohne diese Steuerausschläge die Maschine (I N 4 H) nicht im Trudeln bleibt.

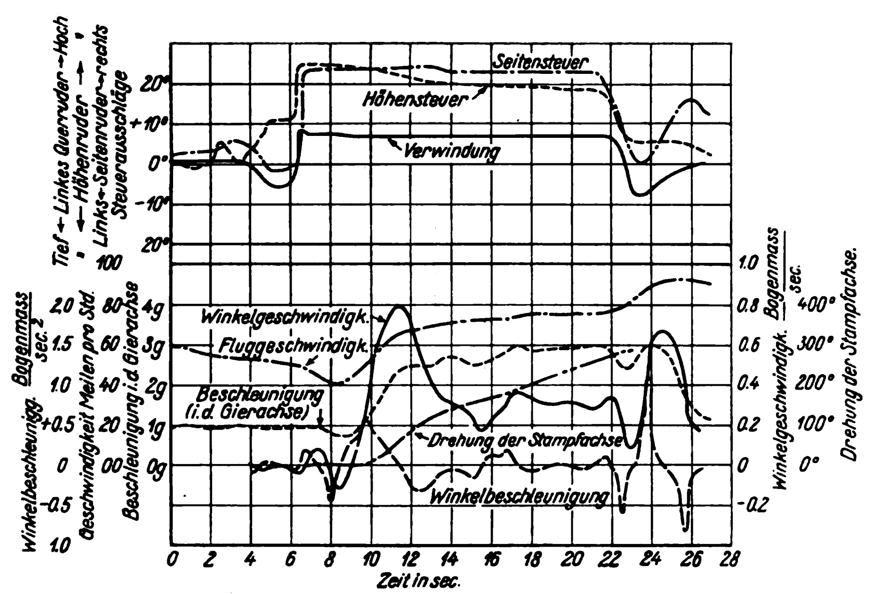


Abb. 38. Trudeln rechts. Winkelgeschwindigkeit um die Stampfachse.

der linearen Beschleunigung, welch letztere bisher nur als Tragflächenbelastung gemessen wurde, in 3 Komponenten gleichzeitig durchzuführen. Wir würden es, glaube ich, auch begrüßen, wenn Anstellwinkel mitregistriert würden, um eindeutiges Material für eine eventuelle Abhängigkeit der Luftkräfte von Beschleunigungszuständen zu gewinnen.

Jetzt zwingt mich aber leider meine knappe Zeit, mich mit der bisher mitgeteilten Auswahl zu begnügen, und die ebenfalls sehr interessanten Messungen über Schwingungen in der Flugzeugbewegung nur streifend zu erwähnen, welche in den Reports 162, 170 und 174 von F. H. Norton mitgeteilt sind. Periode und Dämpfung derartiger Schwingungen sind wichtig für die dynamische Stabilität eines Flugzeuges, wie Ihnen aus der von Hopf gegebenen theoretischen Untersuchung der dynamischen Stabilität bekannt sein wird. Es ist ohne Zweifel interessant, nachzuprüfen, ob die Periode und Dämpfung, welche die Theorie errechnen läßt, mit der Wirklichkeit übereinstimmt. Einen derartigen Vergleich gibt F. H. Norton in Report 170, Fig. 14, unserer Abb. 40. Leider sind aber die Berechnungen und experimentellen Untersuchungen nicht am gleichen Profil durchgeführt worden, da gerade für die vermessenen Flugzeuge ausreichende Windkanalsuntersuchungen fehlten. Daher wurden die Flugvermessungen einer V. E. 7 und einer I N 4 H verglichen mit den Berechnungen für eine I N 2, einen Clark Doppeldecker und eine von Bairstow mitgeteilte englische Maschine. Wieweit die rechnerischen Resultate sich auf die I N 4 H. und die V E 7 übertragen lassen, ist nach den Mitteilungen von Norton schwer zu entscheiden.

Die periodischen Bewegungen wurden bei den vermessenen Flügen der I N 4 H und V E 7 eingeleitet, indem aus einem gezogenen Flugzustand mit geringer Flug-

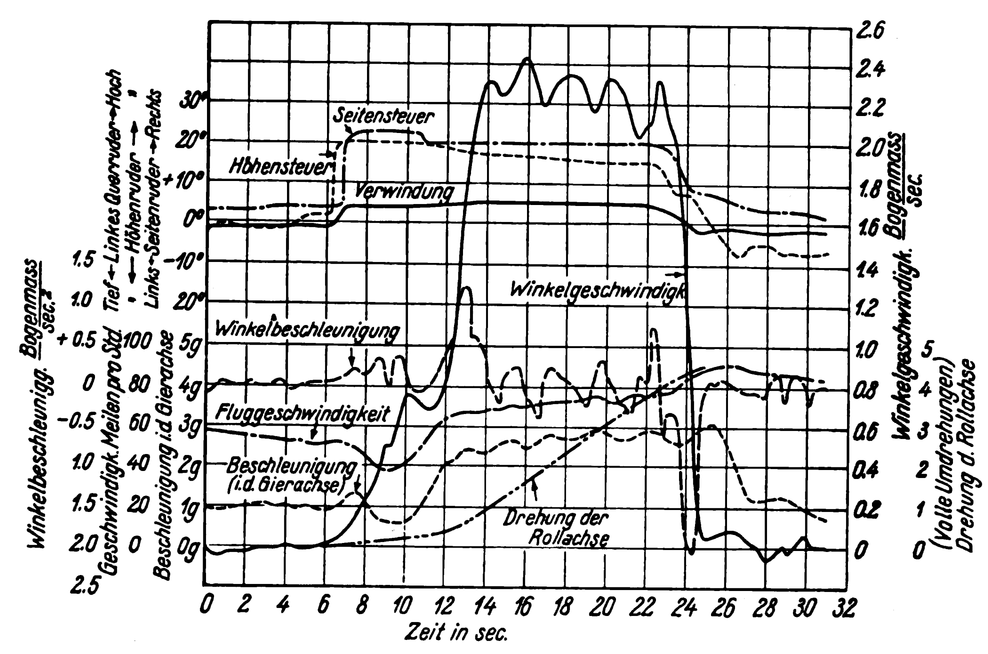


Abb. 39. Trudeln rechts, Winkelgeschwindigkeit um die Rollachse.

Diese Versuche sind, wie Sie sehen, recht interessant und zeigen für eventuelle Wiederholung neue Gesichtspunkte. Die Verfasser empfinden es als besonders wünschenswert, die Messung der Winkelgeschwindigkeit und geschwindigkeit das Höhensteuer plötzlich normal gestellt wurde. Das Flugzeug führt dann periodische Bewegungen aus, die in gedämpften Schwingungen in den neuen gleichförmigen Flugzustand überführen. Bei dem I N 4 H-



Doppeldecker war die Schwanzfläche verstärkt, um eine höhere statische Stabilität zu erreichen. Vorversuche zeigten in Übereinstimmung mit der Theorie, daß Periode und Dämpfung der periodischen Bewegung unabhängig sind von den Flugmanövern, welche die Schwingung einleiteten.

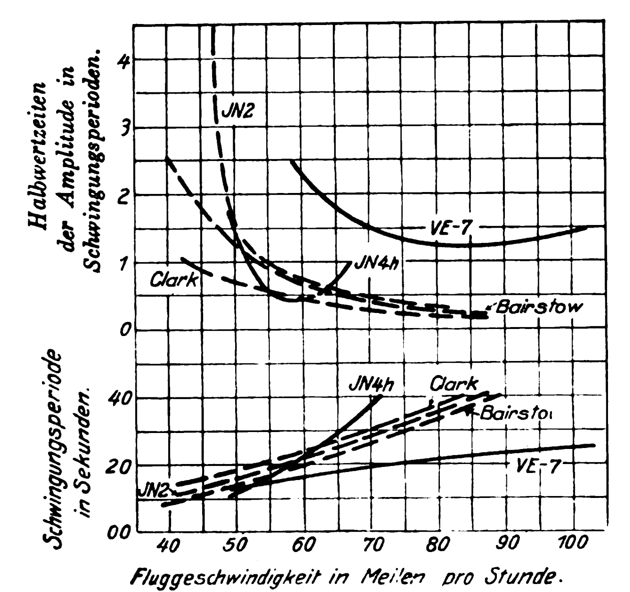


Abb. 40. Berechnete und gemessene Perioden und Dämpfungen. Gemessen sind die Schwingungen einer Normal VE 7 und einer I N 4 H mit vergrößerter Schwanzfläche. Die Steuerflächen sind während der Messung auf »normal« festgestellt. Der Motor ist gedrosselt auf 600 Touren pro Minute.

Sie sehen in Abb. 40 die Schwingungsperiode und die Amplitüden-Halbwertzeiten[1]) für verschiedene Fluggeschwindigkeiten aufgetragen. Die Übereinstimmung sieht nicht sonderlich günstig aus, besonders die Halbwertzeiten der I N 4 H zeigen für größere Geschwindigkeiten einen derartig von der Theorie abweichenden Verlauf, daß man hier noch irgendwelche nicht berücksichtigte Einflüsse vermuten darf. Vielleicht lassen sich auch diese Abweichungen erklären durch Veränderung der Luftkräfte unter dem Einfluß des Beschleunigungszustandes.

Damit bin ich zum Schluß gekommen und hoffe, bei Ihnen Interesse für die Untersuchung der beschleunigten Flugzustände erweckt zu haben, hoffe, daß Sie vor allem meine Hauptfragestellung nicht für unwesentlich halten, die Frage: »Sind die Luftkräfte abhängig von dem Beschleunigungszustand, der in einer schnell veränderten Strömung herrscht?« Ich glaube wohl, daß man diese Frage durch sorgfältig angestellte und vermessene Versuche im freien Fluge klären kann. Es ist allerdings auch wünschenswert, im Windkanal daraufhin Untersuchungen anzustellen. Eine derartige Untersuchung ist z. B. von R. Katzmayr[2]) in Wien angestellt zum Knoller-Betz-Effekt und hat auch gewisse Abweichungen von der Theorie ergeben.

Auf alle Fälle sehen Sie, daß gerade auf dem Gebiet der beschleunigten Flugzustände noch experimentelle und theoretische Unterlagen für den Flugzeugkonstrukteur fehlen. Daher hat noch nie ein Konstrukteur von einem neuen Flugzeugtyp mit Sicherheit angeben können, wie er sich im Trudeln verhält. Daher stammt auch das große Mißtrauen, welches die Technik jeder radikalen Neuerung entgegenbringt, wie z. B. dem schwanzlosen Typ. Man erwartet eben in den beschleunigten Fluglagen unangenehme Überraschungen. Solche Überraschungen wird man nicht anders vermeiden können, als durch systematische Untersuchung der Luftkräfte in allen beschleunigten Fluglagen.

[1]) Diejenige Zeit, in der die Schwingungsamplitude auf ihren halben Wert fällt. Sie ist charakteristisch für die Größe der Dämpfung.

[2]) R. Katzmayr, ZFM 1922, S. 80 und 95.

Anhang.

Kinematographische Flugvermessung.

Von P. Raethjen.

Im Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten-Gesellschaft auf der Wasserkuppe steht die Untersuchung beschleunigter Flugzeugbewegungen[1]) im Vordergrund des Interesses. Diese Untersuchungen müssen hauptsächlich in der mechanischen Analyse der Flugzeugbewegungen im freien Fluge bestehen, weil die nichtstationären Strömungsverhältnisse im Windkanal nur sehr schwer zu schaffen sind.

Zur mechanischen Analyse einer Flugzeugbewegung muß man die Bewegung des Flugzeugs im Raume und die Bewegung der Luft um das Flugzeug kennen. Es ist dadurch eine doppelte Vermessungsaufgabe gestellt: Durch Registrierungen im Flugzeug muß die Anströmung der Luft gegen das Flugzeug gemessen werden. Dazu wird im allgemeinen eine Staudruckregistrierung und eine Anstellwinkelregistrierung genügen bei den Längsbewegungen; bei den Kurven je zwei solcher Registrierungen. Außerdem muß die Bewegung des Flugzeugs als »Bewegung eines starren Körpers« räumlich und zeitlich eingemessen werden. Man kann auch diese Vermessung im Flugzeug selbst photogrammetrisch ausführen durch den sog. »Rückwärtsanschnitt«. In diesem Falle würde die fortlaufende Photographie des mit eingemessenen Punkten gekennzeichneten Geländes genügen. Diese Methode ist als Vermessungsmethode sehr elegant, erfordert aber die Mitnahme von schwerem Gerät und ist in der Auswertung kompliziert.

Eine andere Möglichkeit ist der »Doppelanschnitt« vom Boden aus. Dieser muß, wenn er exakt und eindeutig sein soll, natürlich auch photogrammetrisch durchgeführt werden. Der »Doppelanschnitt« ist eine einfache trigonometrische Methode. Durch Messung der räumlichen Winkel (Azimut und Höhenwinkel) von zwei Basispunkten M_1 und M_2 aus gewinnt man den Ort des Flugzeugs A im Raume

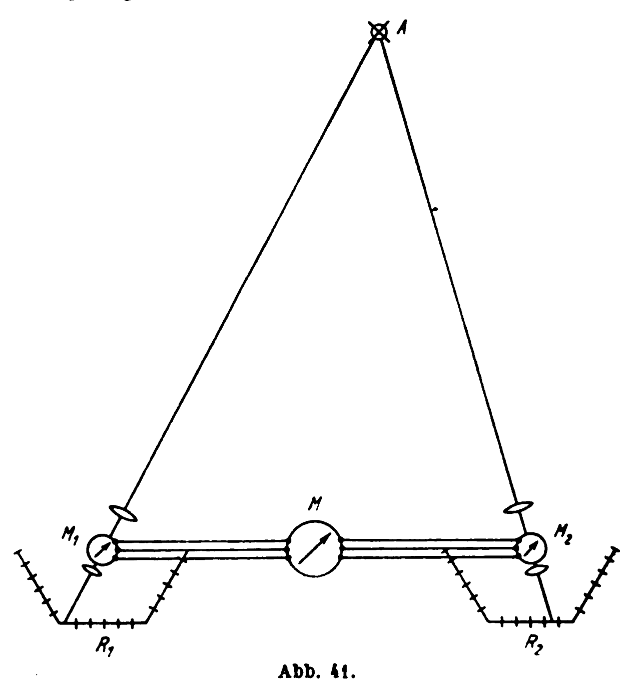


Abb. 41.

als Schnittpunkt zweier Strahlen (Abb. 41). Für die Vermessung beschleunigter Flugzeugbewegungen habe ich den Doppelanschnitt als kinematographisch-photogrammetrisches Verfahren ausgebildet. Dieses Verfahren besteht im wesentlichen darin, daß an beiden Basispunkten das Flugzeug und eine rückwärts angeordnete, in Quadrate geteilte Bezugstafel R fortlaufend kinematographisch aufgenommen

[1]) Siehe den vorstehenden Vortrag über beschleunigte Flugzeugbewegungen.



werden (Abb. 41). Dabei wird der kinematographische Aufnahmeapparat wie ein Theodolit dauernd nach dem Flugzeug gerichtet. Der Aufnahmeapparat ist auf einem Stativkopf montiert, welcher mittels einer Höhen- und Seitenrichtungskurbel innerhalb des Meßbereichs geschwenkt und gerichtet werden kann. Man kann auf diese Weise durch

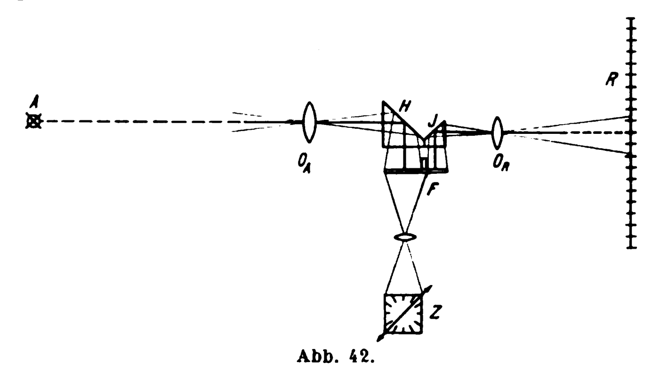


Abb. 42.

ein Zielfernrohr den Aufnahmeapparat fortlaufend genau einrichten. Daher kann man mittels genügend langer Brennweite des Aufnahmeobjektivs auch in größeren Entfernungen (1000 bis 2000 m) noch so große Abbildungen des Flugzeugs erhalten, daß man die Lage der 3 Flugzeugachsen daraus bestimmen kann (nach der Methode des »Rückwärtsanschnitts«). Außer dem Flugzeug wird eine hinter dem Aufnahmeapparat befindliche, in Quadrate geteilte Tafel aufgenommen. Dies ist bei dem angewandten Gerät dadurch ermöglicht (Abb. 42), daß in parallelen optischen Achsen zwei Objektive O_R und O_A angeordnet sind, welche ihre Abbildungen über ein Spiegelsystem $H\,J$ auf den gleichen Film F werfen. Die beiden optischen Achsen sind auf dem Film F durch Fadenkreuze gekennzeichnet. Wird nun der Apparat auf seinem Stativkopf geschwenkt, so kann man aus dem Bild der Bezugstafel R (Raster) stets die räumlichen Richtungswinkel entnehmen, unter denen die optischen Achsen eingestellt sind. Eine eventuelle Abweichung der Lage des Flugzeugs von dieser optischen Achse läßt sich aus dem Bild des Flugzeugs ermitteln. Die Genauigkeit dieser Aufnahmemethode könnte theoretisch noch gesteigert werden, da sie mit wachsender Brennweite der Objektive wächst und mit wachsendem Abstand der Bezugstafel R. Bei meinem Gerät kann man Winkel von dem Bogenmaßwert $\frac{1}{2000}$ noch als verbürgt ansehen, d. h. man kann auf 1000 m Entfernung die Lage des Flugzeugs noch mit einer Genauigkeit von $\frac{1}{2}$ m einmessen.

Die Hauptschwierigkeit besteht in der zeitlichen Identifikation der Aufnahmen an beiden Meßstellen. Ich habe den Weg eingeschlagen, synchron laufende Zeitzeiger an beiden Meßstellen mitzuphotographieren (Abb. 42, Zeitzeiger Z). Das Bild des Zeitzeigers, welcher in der Sekunde eine Periode macht, wird auf die Rückseite des Films projiziert. Abb. 43 zeigt einen Ausschnitt eines Filmstreifens. Man sieht darauf im wesentlichen 3 Bildfelder übereinander, das quadratische Bildfeld des Flugzeugs, und das Bildfeld der Bezugstafel, kenntlich durch die quadratische Teilung mit den Zahlen, schließlich zwischen diesen beiden Bildfeldern in U-Form das Zifferblatt des Zeitzeigers, verbunden mit einem Sekundenzähler in der Ecke. Der Zeiger selbst ist ein Doppelzeiger, welcher nach einer halben Umdrehung seine Periode vollendet hat. Daher ist das Zifferblatt ein einseitig offenes U und kein geschlossener Kreis, wie man es sonst beim Zifferblatt gewöhnt ist. Auf dem Film sieht man vom Zeiger nur eine oder beide Spitzen, welche sich als Schatten auf dem U-förmigen Zifferblatt markieren. Der Drehpunkt des Zeigers ist verdeckt und befindet sich in der Mitte des U-förmigen Zifferblattes. Diese Anordnung ist im Interesse der Raumersparnis gewählt worden.

Die Zeitzeiger werden an beiden Meßstellen angetrieben von elektrischen Synchronmotoren. Diese Synchronmotoren werden ihrerseits von einer Zentralstelle aus gesteuert (Abb. 41). Der Wendemotor M in der Zentralstelle läuft also synchron mit den beiden Antriebsmotoren M_1 und M_2 der Zeitzeiger, er ist durch 3 Leitungen mit den beiden Basispunkten verbunden. Um die Tourenzahl dieser Motoren kontrollieren zu können, wird an der Zentralstelle von dem Wendemotor eine Registriertrommel angetrieben, auf welche in konstanten Zeitintervallen (alle $\frac{1}{5}$ und alle 3 Sekunden) Zeitmarken von einem Uhrwerk aufgeschrieben werden. Eine telephonische Verbindung beider Meßstellen schließlich ermöglicht die Zielverständigung und Überwachung der störungsfreien Arbeit.

Auf diese Weise wird von beiden Basispunkten der Flug fortlaufend unter Nachdrehen der Aufnahmekamera aufgenommen. Die Aufnahmemomente sind dabei allerdings nicht gleichzeitig, doch ermöglicht die Photographie der Zeitzeiger die Auswertung. Aus einem Film werden die räumlichen Winkel direkt entnommen, aus dem anderen werden die zeitlich dazu gehörigen interpoliert. Dies ist bei der Häufigkeit der Aufnahmen (16 bis 20 in der Sekunde) durchaus möglich. Die Zeit läßt sich bis auf $\frac{1}{50}$ Sekunde bestimmen.

Man kann, wie schon oben erwähnt, aus dieser Aufnahme außer der Bewegungsbahn des Flugzeugs, der »Schwerpunktsbahn« des starren Körpers, auch die Drehung der Flugzeugachsen um den Schwerpunkt, also insbesondere die Längsneigung ermitteln. Letztere besonders gut, wenn das Flugzeug von der Seite aufgenommen wurde. Die Aufstellung der Basispunkte auf der Wasserkuppe ist daher seitlich zum Flug- und Startgelände gewählt worden. Selbstverständlich wird die Bestimmung der Achsenlage auf großen Entfernungen ungenau. Wenn auf 500 m Entfernung die Messung nur eine Genauigkeit von $\frac{1}{4}$ m hat (welche für die Bestimmung der Schwerpunktsbahn vollständig hinreicht), so bedingt das bei einer Rumpflänge von 5 m bestenfalls (bei seitlicher Photographie) eine Bestimmung des Längsneigungswinkels mit einer Genauigkeit von ca. 3°. Fehler von 3° werden aber schon sehr unangenehm, obwohl die Längsneigung nur zur Bestimmung des Aufwindes gemessen werden muß. Trotzdem kann auch dieser Fehler durch Fehlerausgleichung über die zahlreichen Einzelaufnahmen bedeutend herabgesetzt werden.

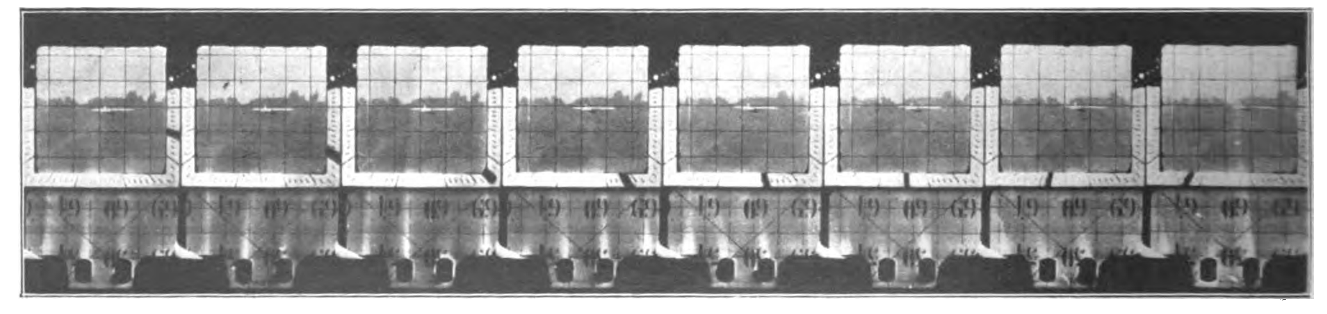


Abb. 43.



In jedem Falle ist es aber wünschenswert, die Achsenlage des Flugzeuges durch eine dritte kinematographische Aufnahme vom Flugzeug aus zu bestimmen, sei es auch nur mit dem amerikanischen »Kymograph« durch Photographie der Sonne, besser noch durch Aufnahme des Horizontes mittels eines fest einmontierten Kinematographen.

Zusammenfassend sei die Vermessungsaufgabe noch einmal charakterisiert: Es soll eine Flugvermessung geleistet werden, welche eine vollständige und einwandfreie mechanische Analyse über das Zusammenwirken der Trägheits- und Luftkräfte ermöglicht.

Dieses wird erreicht durch:

1. Räumliche und zeitliche Vermessung der »Schwerpunktsbahn« mittels kinematographischen Doppelanschnitts.

2. Räumliche und zeitliche Vermessung der Bewegung der 3 Flugzeugachsen. Diese kann aus der Aufnahme des kinematographischen Doppelanschnitts ausgewertet werden, sie wird aber genauer durch kinematographische Aufnahme des Horizonts vom Flugzeug aus.

3. Registrierung von Staudruck und Anstellwinkel an einer Stelle (Rumpf) oder zwei Stellen im Flugzeug (Flügelenden). Diese Registrierung läßt die Luftbewegungen (Böen, Aufwind) erkennen, welche das Bild des Fluges fälschen könnte.

4. Registrierung der Steuerausschläge im Flugzeuge. Diese ist allerdings nur notwendig bei bemannten Flugzeugen. Bei Modellen würde man die Steuerausschläge in gewünschtem Sinne durch ein Uhrwerk bewirken.

Ein wesentliches Erfordernis ist die zeitliche Identifikation sämtlicher Vermessungen im Flugzeug und auf der Erde. Sie wird durch besondere mitphotographierte und mitregistrierte Zeitzeichen möglich sein. Start und Landung geben an sich schon zwei Zeitmarken, welche die zeitliche Identifikation unterstützen.

Über die Auswertung der kinematographischen Aufnahme seien hier nur einige kurze Bemerkungen gegeben. Sie kann, wenn man es unpraktisch anfängt, außerordentlich kompliziert und schwierig sein. Es kommt hier im wesentlichen darauf an, graphische Methoden anzuwenden und vor allem darauf, die Auswertung den theoretisch vorliegenden Fragen anzupassen. Es wird nur selten notwendig sein, jedes Filmbild einzeln auszuwerten, man wird sich mit einer roheren Auswertung des Gesamtfluges begnügen und nur die Teile des Fluges genau auswerten, welche für die vorliegenden Fragen der »beschleunigten« Flugzustände wesentlich sind. An solchen Stellen darf man aber Mühe, Zeit und Arbeit nicht sparen, um zu exakten Resultaten zu gelangen. Hier gilt der Grundsatz aller experimentellen Wissenschaften, daß ein exakt vermessener und gründlich ausgewerteter Versuch mehr wert ist als hundert fragliche.

Modellversuche mit neuartigen Flugzeugtypen.

Mitteilung des Forschungsinstitutes der Rhön-Rossitten-gesellschaft.

Von A. Lippisch, Wasserkuppe i. Rhön.

Die Bearbeitung einer Reihe von Aufgaben der Abteilung Flugtechnik des Forschungsinstituts der Rhön-Rossitten-gesellschaft e. V. machte die Klärung von Stabilitäts- und Steuerbarkeitsfragen neuartiger Flugzeugtypen notwendig. Um vor dem Bau bemannter Flugzeuge Anhaltspunkte für die Flugeignung der im Entwurf festgelegten Formen zu haben, wurde der Versuch gemacht, an Hand von größeren freifliegenden Gleitflugzeugmodellen die fraglichen Probleme klarzustellen. Im folgenden sollen nun die Versuchsmethoden und deren vorläufige Resultate kurz berücksichtigt werden.

Da die Versuche Rückschlüsse auf die Flugeigenschaften des bemannten Flugzeuges gestatten sollten, waren zwei Gesichtspunkte für die Dimensionierung wesentlich.

1. Es durften die im Fluge auftretenden Kennwerte (E m/s · mm) nicht wesentlich kleiner sein als die bei Windkanalmessungen als zulässig verwendeten Kennwertgrößen ($E = 6000$ m/s · mm).

2. Es mußte der Modellmaßstab so gewählt werden, daß der Charakter der Flugzeugbewegungen am Fluge des Modells sichtbar werden konnte, d. h. geometrische Ähnlichkeit der Bewegungen.

Der Kennwert ist darzustellen als

$$E = 1000 \cdot \lambda \cdot b_m \sqrt{\frac{\left(\frac{G}{F}\right)_m}{c_a \cdot \frac{\gamma}{2g}}} \text{ (m/s} \cdot \text{mm)} \quad . \; . \; . \quad (1)$$

Die Bezeichnungen sind in der Anmerkung[1]) erläutert.

Mit dem Index m sind die entsprechenden Größen des Modells und dem Index f diejenigen des großen Flugzeugs gekennzeichnet. Die zweite Forderung bedingt in bekannter Weise[2]) eine Beziehung zwischen der Flächenbelastung des Modells und derjenigen des Flugzeuges dargestellt als

$$L = \frac{\left(\frac{G}{F}\right)_m}{\left(\frac{G}{F}\right)_F} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (2)$$

worin L das Verhältnis der linearen Abmessungen zwischen Modell und Flugzeug darstellt. Aus 1 und 2 folgt

$$\left(\frac{E}{1000}\right)^2 \cdot c_a \cdot \frac{\gamma}{2g} = \lambda \cdot G_F \cdot L^3 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (3)$$

---

[1]) Bezeichnungen: (siehe Abb. 2, 3, 8)

G = Gewicht (kg),
F = Tragfläche (m²),
b = Spannweite (m),
l = Halbspannweite (m),
t = Flügeltiefe (m),
p = Abstand Flügelmitte gegen Flügelspitze in Flugrichtung (m),
ν = Pfeilwinkel,
$\operatorname{tg} \nu = \frac{p}{l}$
$\lambda = \frac{F}{b^2}$ (Seitenverhältniszahl),
$\frac{\gamma}{g}$ = $^1/_8$ mittl. Luftdichte (kg/m^{-4} s²),
E = Kennwert (m/s · mm),
L = Modellmaßstab.
$\frac{p}{t}$ = ψ Maß der Pfeilstellung,
$n \cdot t$ = Abstand der Torsionsachse von Flügelvorderkante,
$x \cdot l$ = Abstand des Momentenbezugspunktes in der Sehne von Flügelvorderkante,
$y \cdot l$ = Abstand des Momentenbezugspunktes senkrecht zur Sehne,
dM_z = , dM_u = } Momentenelemente, bezogen auf das Flächenelement dF im Abstand $z \cdot l$ bzw. $u \cdot l$,
cn_g, cm_g = Luftkraftbeiwerte, bezogen auf die gesamte Tragfläche,
cn_z, cm_z = Luftkraftbeiwerte, bezogen auf das Flügelelement dF im Abstand $z \cdot l$ (von Mitte),
cn_u, cm_u = Luftkraftbeiwerte, bezogen auf das Flügelelement dF im Abstand $u \cdot l$ (von Ende),
c_d = Beiwert des Torsionsmoments,
Δcn = Differenz des Normalkraftbeiwertes zwischen Flügelmitte und Flügelende,
Δcm = Differenz des Momentenbeiwertes zwischen Flügelmitte und Flügelende.

[2]) ZFM 1917, S. 138ff. Bader: Theorie der Flugzeugmodelle.

Unter Zugrundelegung eines zulässigen Kennwertes von 6000 m/s · mm und eines mittleren Auftreibsbeiwertes von $c_a = 0{,}70$ erhalten wir die einfache Beziehung

$$G_F \cdot L^3 = \frac{1{,}57}{\lambda}\,(\mathrm{kg}) \quad \ldots\ldots\ldots \quad (4)$$

(dargestellt in Abb. 1).

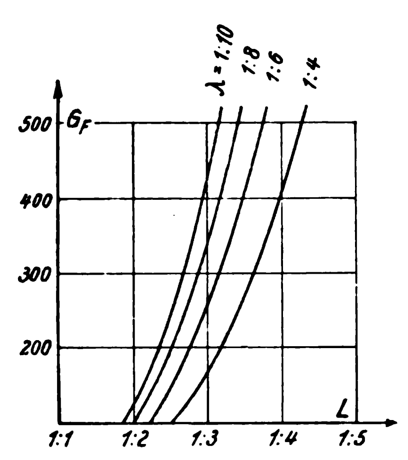
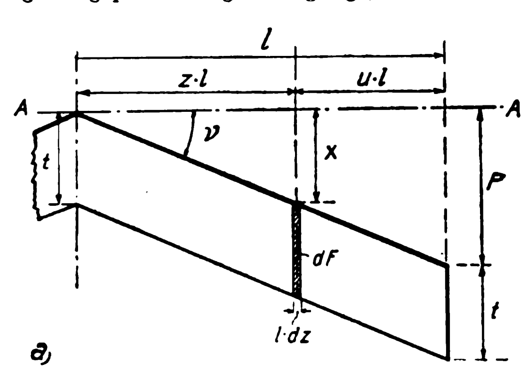


Abb. 1. Modellmaßstab in Abhängigkeit vom Flugzeuggewicht
für $F = 6000$ m/sec · mm
$c_a = 0{,}70$
$\frac{\gamma}{g} = \frac{1}{8}$ kg m^{-4} sec^2.

Die gewählten Größen der Modelle waren Spannweite $b = 4$ m. $\lambda = {}^1/_8$ und als Flächenbelastung des Flugzeuges wurde als Mittelwert zwischen Motorflugzeug und Segelflugzeug 20 kg pro m² zugrunde gelegt,, was ein Maßstab-



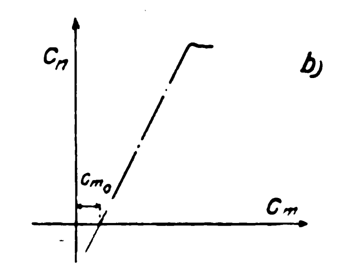


Abb. 2. a) Zeichendarstellung am Pfeilflügel
b) Gestalt der Funktion $cm = f(cn)$.

verhältnis von ⅓ ergibt. Die Flächenbelastung des Modells beträgt dann ungefähr 7 kg/m² und die entsprechende Spannweite des Vergleichsflugzeuges 12 m. Es ist unschwer zu erkennen, daß diese Modellgröße um den vorausgeschickten Forderungen zu genügen nicht wesentlich unterschritten werden darf.

Unter den auf ihre Flugeignung untersuchten Modellen befanden sich zwei »schwanzlose«, leitwerkslose Bauformen, die bei dem Entwurf maßgebenden Gesichtspunkte waren:

1. einfacher Bau,
2. geringe Torsionsbeanspruchungen des Flügels,
3. gute Steuerbarkeit.

Es ist bekannt, daß man zur Stabilisierung schwanzloser Flächenformen im allgemeinen Pfeilstellung der Flügel mit gleichzeitiger Auftriebsverminderung am Außenflügel verwendet. Die durch diese Maßnahmen hervorgerufene Änderung der statischen Stabilität läßt sich näherungsweise folgendermaßen darstellen:

Mit den Bezeichnungen der Abb. 2 und unter Berücksichtigung, daß sich darstellen läßt,

$$c m = a\, c n + c m_0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (5)$$

wobei der Koeffizient a bei den meisten Profilen gleichbleibt, während das konstante Glied $c m_0$ von dem Wölbungsverhältnis abhängig ist. Das Moment des Flächenstreifens dF im Abstand $z \cdot l$ von Flügelmitte bezogen auf die in der Figur dargestellte Momentenbezugsachse A/A in Flügelsehne wird:

$$d M_z = d F \cdot t \cdot q \left[\left(a + z \frac{p}{t}\right) c n_z + c m_{0z}\right]^{1)} \quad \ldots \quad (6)$$

Bezeichnet man $\frac{p}{t} = \psi$

dann ist:

$$\frac{d M_z}{d F \cdot t \cdot q} = c m_z = (a + z \psi)\, c n_z + c m_{0z} \quad \ldots \quad (7)$$

Stellt man nun den durch irgendwelche Maßnahmen erreichten Auftriebsabfall näherungsweise dar als

$$c n_z = c n_{\text{gesamt}} + \frac{\Delta c n}{2} - \Delta c n_z \text{ (Abb. 3)} \quad \ldots \quad (8)$$

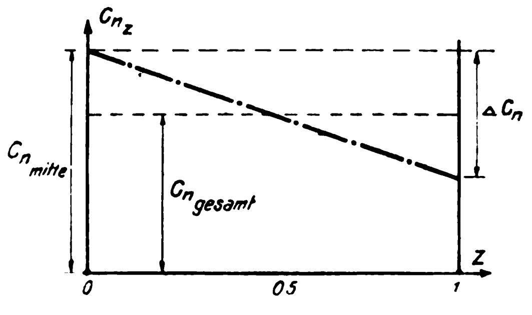


Abb. 3. Beziehung zwischen c_n und z in erster Näherung.

wobei gesagt werden kann, daß dieser Auftriebsabfall einmal abhängig ist von der Größe der Pfeilstellung (Abwindwirkung des Mittelflügels) und anderseits von einer durch gleichseitige Verwindung oder Profilveränderung erreichten Auftriebsverminderung (Abb. 4), so läßt sich der für die gesamte Fläche gültige Momentenbeiwert errechnen als

$$c m_{\text{gesamt}} = \int_0^1 c m_z\, d z = \left(a + \frac{\psi}{2}\right) c n_g + \int_0^1 c m_{0z}\, d z - \frac{\Delta c n \psi}{12}{}^{2)} \quad \ldots\ldots \quad (9)$$

---

¹) Es ist doch

$$d M_z = d F\, q\, (c m_z \cdot t - c n_z\, x + c t_z\, y),$$

was mit (5) die Beziehung ergibt:

$$d M_z = d F\, q \left[(a\, c n_z + c m_{0z}) \cdot t - c n\, x + c t\, y\right].$$

Da nun $-x = -\frac{p}{l} \cdot z \cdot l$

kann man umformen:

$$y = 0 \text{ (Flügelsehne)}$$

und $$d M_z = d F \cdot t \cdot q \left[\left(a + z \cdot \frac{p}{t}\right) c n_z + c m_{0z}\right].$$

²) Aus der Beziehung (9), (10) geht hervor, daß nur durch das Zusammenwirken von Pfeilstellung und Auftriebsabfall Stabilität möglich wird. Interessant ist noch die Folgerung,

Die Bedingung der Stabilität folgt dann als

$$\int_0^1 c m_{0z}\, dz \gtreqless \frac{\Delta c n \psi}{12} \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (10)$$

In Abb. 5 wurden die in den »Ergebnissen der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen« 2. Lieferung, S. 53,

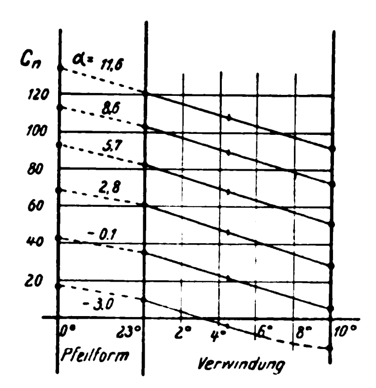


Abb. 4. Durch Messung festgestellter Antriebsabfall.

enthaltenen Resultate an einem solchen pfeilförmig gestellten Flügel mit der abgeleiteten Beziehung verglichen, was eine befriedigende Übereinstimmung ergibt. Um ein Bild von den auf das Holmsystem wirkenden Torsionsbeanspruchungen zu erhalten, kann man die Momente auf eine im Flügel liegende Torsionsachse beziehen. Mit der Voraussetzung gleichbleibender Flügeltiefe und dem Verlauf der Torsionsachse parallel zur Flügelvorderkante im Abstand $n \cdot t$ kann man einen Torsionsbeiwert c_d ableiten, der sich für den schmalen Streifen dF im Abstand $u \cdot l$ von Flügelende (Abb. 2) darstellen läßt als

$$\frac{d M_u}{d F \cdot t \cdot q \cdot \cos v} = c_{d_u} = (a - n)\left(c n_g - \frac{\Delta c n}{2} + \Delta c n\, u\right) + c m_{0_u} \quad . \; . \; . \; . \quad (11)$$

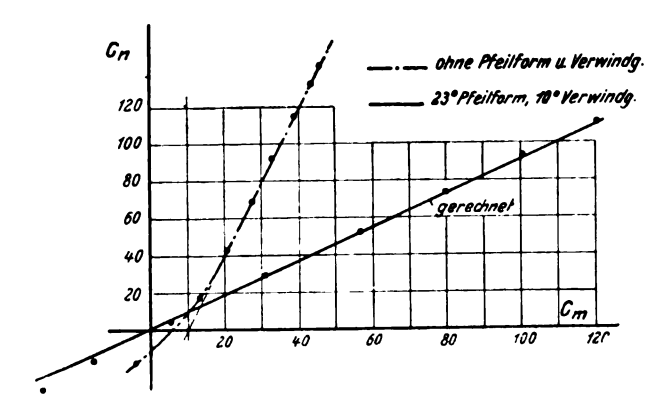


Abb. 5. Änderung der statischen Stabilität. Vergleich zwischen Messung und Rechnung.

Die Integration dieses Ausdrucks nach u in den Grenzen $u = 0$ und $u = u$ führt zu der Beziehung

$$\left[c\, d\right]_0^u = (a - n)\left(c n_g - \frac{\Delta c n}{2}\right) u + \int_0^u c m_{0_u}\, d u + (a - u)\, \frac{\Delta c u}{2}\, u^2 \quad . \; . \; . \; . \quad (12)$$

---

daß, wenn der Auftriebsabfall und die Pfeilstellung negativ werden, d. h. für einen Flügel mit Pfeilform nach vorne und Auftriebszunahme nach den Außenenden, ebenfalls Stabilität möglich ist.

Diese, durch Versuche des Forschungsinstituts der Rhön-Rossittengesellschaft nachgewiesene neue schwanzlose Form, findet im kopfgesteuerten Flugzeug (Ententyp) ihr Analogon!

Für einen Flügel mit gleichbleibendem Profil mit den Maßverhältnissen der angeführten Untersuchung wurde in Abb. 6 diese Beziehung für verschiedene $c n_g$ und indifferente Stabilität errechnet. Vergleichsweise wurde der Verlauf von c_d

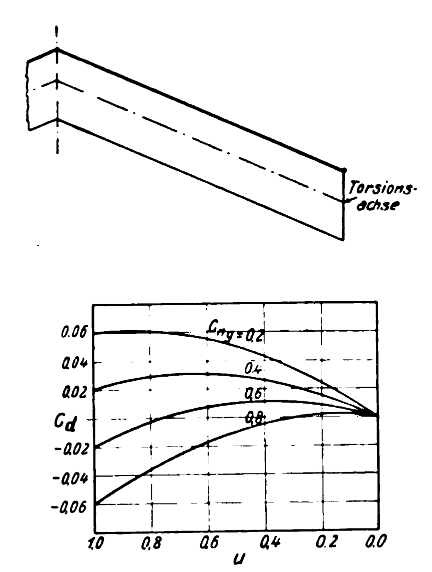
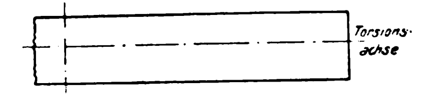


Abb. 6. Torsionsbeiwert c_d errechnet für $n = 0,45$, $\nu = 1,75$, $cm_0 = 0.10$, $\triangle cn = 0,80$.

für den unverwundenen Flügel ohne Pfeilstellung ebenfalls errechnet (Abb. 7). Man erkennt daraus, daß bereits in diesem Falle ein teilweiser Abfall der Torsionsbeanspruchungen eintritt.



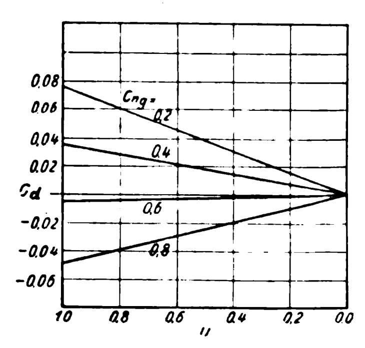


Abb. 7. Torsionsbeiwert cd des Normalflügels für $cm = 0,10$, $n = 0,45$.

Indessen hätte man der Bedingung (10) auch dadurch genügen können, daß man durch Profilveränderung $c m_{0z}$ als Funktion von z ausgebildet hätte in der Form, daß näherungsweise wird (Abb. 8):

$$c m_{0z} = c m_0 - \Delta c m \cdot z \quad . \; . \; . \; . \; . \; . \quad (13)$$

(c_{m0} = Beiwert des Mittelprofils)

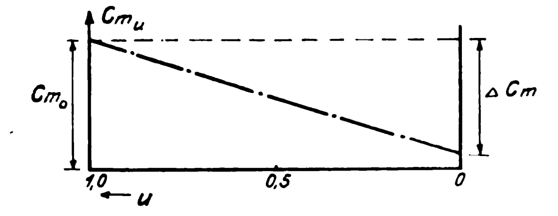


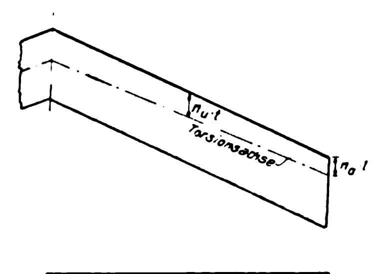
Abb. 8. cm_0 in Abhängigkeit von u durch Wölbungsänderung hervorgerufen (Näherungsannahme).



was durch eine Wölbungsänderung nach außen hin möglich wird. Damit geht (9) über in:

$$cm_g = \left(a + \frac{\psi}{2}\right) cn_g + cm_0 - \left(\frac{\Delta cm}{2} + \frac{\Delta cn\,\psi}{12}\right) \quad . \; (14)$$

und man erkennt, daß zur Stabilisierung in diesem Falle geringere Pfeilform oder kleinerer Auftriebsabfall nötig sind.



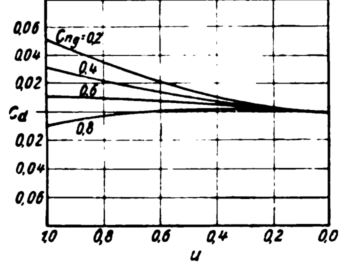


Abb. 9. Torsionsbeiwert des Flügels mit Profiländerung und dementsprechendem cm_0-Abfall.
Gerechnet für $cm_0 = 0{,}10$ $n_a = 0{,}25$ $\Delta\, cn = 0{,}40$
$\Delta\, cm = 0{,}10$ $k = 0{,}20$ (Endprofil symmetr.)

Auch die Beiwerte der Torsionsmomente werden günstiger, weil die Druckpunktswanderung der Außenflügelprofile kleiner wird. Allerdings wird man die Torsionsachse nicht mehr parallel zur Flügelvorderkante legen, sondern dieselbe nach außen hin der Vorderkante annähern. Man erhält dann unter der Annahme:

$$n_u = n_a + k_n \text{ (Abb. 9)}$$

die neue Beziehung:

$$Cd_u = \left[(a - n_a)\left(cn_g + \frac{\Delta cn}{2}\right) + (cm_0 + \Delta cm)\right] u + \frac{(a - n_a)\Delta cn + k\left(cn_g + \frac{\Delta cn}{2}\right) + \Delta cm}{2} u^2 + \frac{k\,\Delta cm}{3} u^3 \quad . \; . \; . \; (15)$$

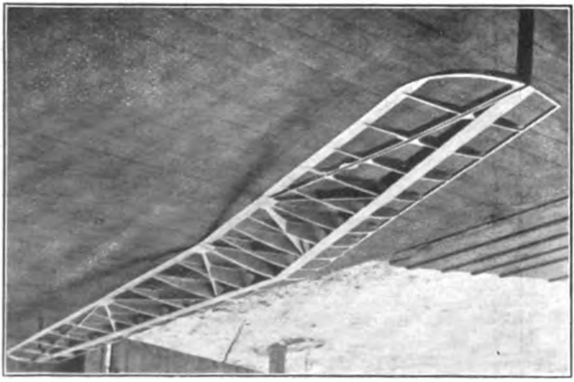


Abb. 10. Modell Nr. 4. Flügel im Rohbau.

Für einen Flügel mit symmetrischem Endprofil wurden unter den gleichen Voraussetzungen wie oben die Werte von cd_n für verschiedene cn_g in Abb. 9 dargestellt. Die Torsionsachse verlief von 0,45 t im Mittelflügel auf 0,25 t im Außenflügel. Die Verminderung der Torsionsbeanspruchungen gegenüber dem Flügel mit gleichbleibendem Profil ist bemerkenswert.

Um die Flugeigenschaften eines solchen Flugzeuges zu prüfen, wurde das nach diesen Gesichtspunkten entworfene Modell Nr. 4 gebaut (Abb. 10 u. 11). Zur Aufrechterhaltung der Seitenstabilität wurden am Flügelende nach unten angelenkte Endscheiben angesetzt. Die Längsstabilität des

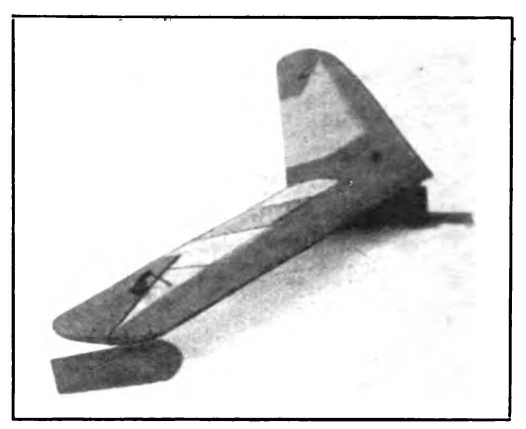


Abb. 11. Modell Nr. 4.

Modells erwies sich als durchaus zufriedenstellend. Die Seitensteuerwirkung der Endscheiben war ebenfalls gut. Diese Art der Seitensteueranordnung bringt den Vorteil mit sich, daß die Wirkung unabhängig ist von dem Abreißen

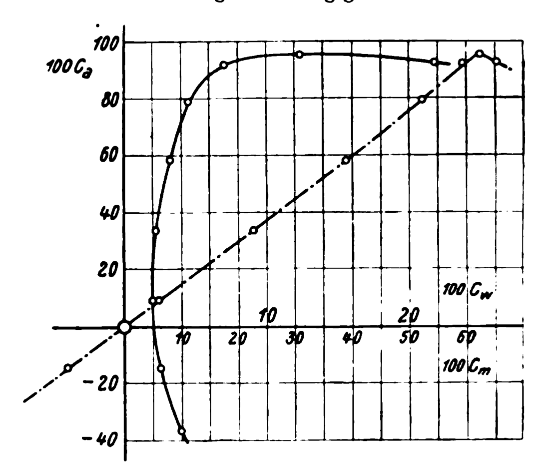


Abb. 12. Polare eines Modells nach Nr. 4.
Messung Nr. 3456 der Aerodyn. Versuchsanstalt Göttingen.

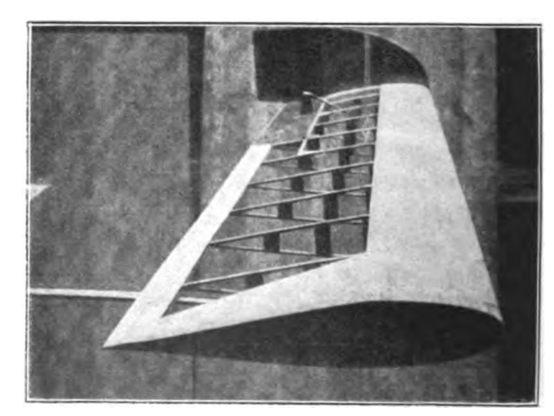


Abb. 13. Modell Nr. 6. Flügel im Rohbau.

der Strömung, da der Verlauf von cr in diesem Falle maßgebend ist. Zugleich bewirkt ein gleichzeitiges Betätigen beider Klappen eine starke Bremsung und Gleitwinkelverschlechterung. Die in Göttingen gemessene Polare dieses Flugzeuges ist aus Abb. 12 ersichtlich. Die Messung bezieht sich auf ein Modell mit Rumpf und Endscheiben. Auffallend ist hier der ausgedehnte Abreißbereich, der ein gefahrloses



Überziehen solcher Flugzeuge gestattet. Der geringe Maximalauftrieb erklärt sich aus dem offenbar starken Auftriebsabfall. Jedoch dürfte derselbe durch günstigere Profilformen sich verbessern lassen. Die Überlegung, daß man die

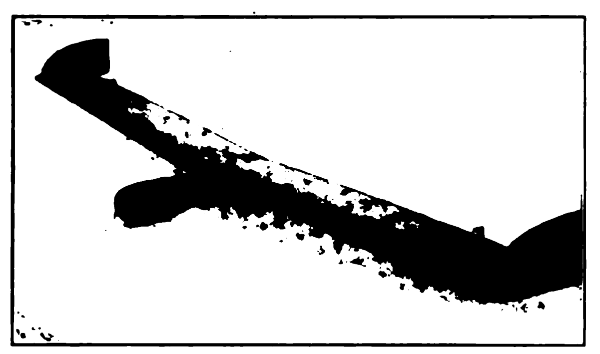


Abb. 14. Modell Nr. 6.

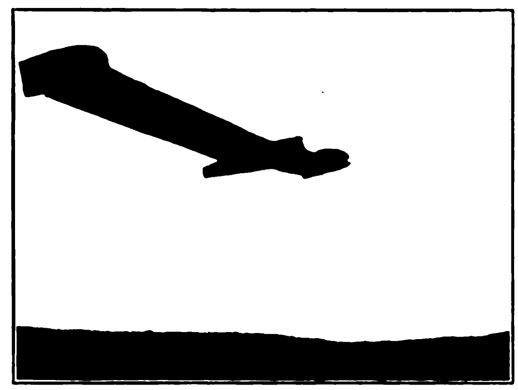


Abb. 15. Modell Nr. 6.

Stabilität auch durch druckpunktfeste Profilformen erreichen kann, führte zu dem Entwurf des Modells Nr. 6 (Abb. 13, 14 u. 15).

Als Profil wurde das symmetrische Gött. Nr. 410 verwendet (Abb. 16). Die Funktionen $c\,m = f\,(c\,n)$ des symmetrischen Profils hat die Form

$$c\,m = a\,c\,n \quad \ldots\ldots\ldots \quad (16)$$

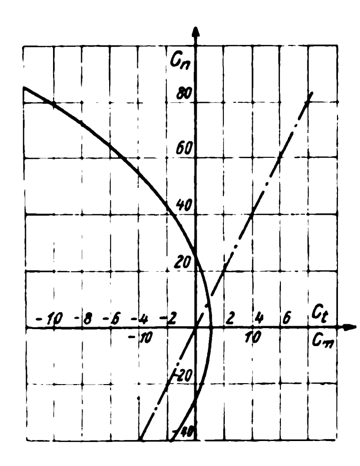


Abb. 16. cn, ct, cm eines symmetrischen Profils.

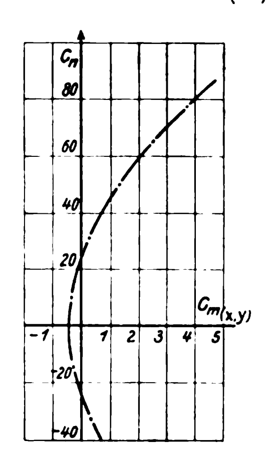


Abb. 17. Momentenbeiwert eines Flugzeugs wie Nr. 6. Für $x = 0{,}25$, für $y = 0{,}40$.

Die Momente in bezug auf den Schwerpunkt mit den Koordinaten $x \cdot t$ und $y \cdot t$ sind

$$M\,xy = F \cdot t \cdot q \left[(a - x)\,c\,n + y\,c\,t\right] \quad \ldots\ldots \quad (17)$$

Die Abhängigkeit von $c\,t$ nach $c\,n$ läßt sich näherungsweise darstellen als

$$c_t = -\beta\,c\,n^2 + c\,t_0 \quad \ldots\ldots\ldots \quad (18)$$

und der Momentenbeiwert bezogen auf den Punkt $x\,y$ wird dann

$$c\,m\,x\,y = (a - x)\,c\,n - \beta\,y\,c\,n^2 + y\,c\,t_0 \quad \ldots \quad (19)$$

Bei Tieflage des Schwerpunktes oder V-Stellung der Tragflächen wird y negativ und man erhält für positive

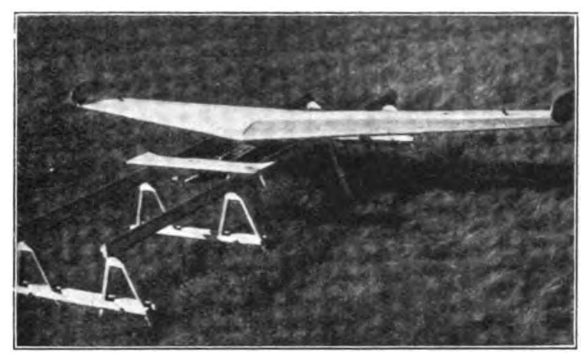


Abb. 18. Entenmodell Nr. 7 mit Startbahn.

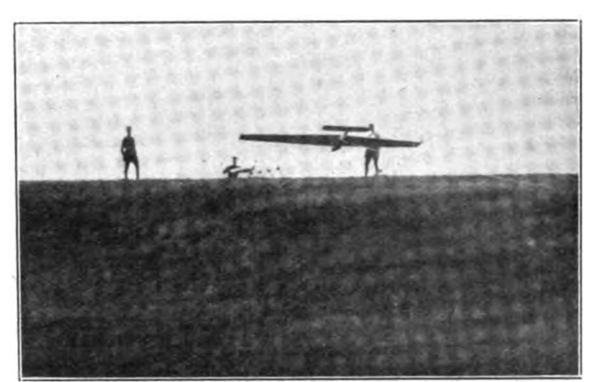


Abb. 19. Modell Nr. 7. Start.

Auftriebswerte eine statisch stabile Anordnung. In Abb. 17 wurde für das angeführte Profil mit dem Seitenverhältnis $^1/_{10}$ und $y = -0{,}40$, $x = 0{,}25$, diese Beziehung dargestellt.

Die Möglichkeit dynamischer Stabilität erscheint indessen bei dieser Anordnung zumindest sehr fraglich, da die Dämpfung von Längsschwingungen sehr schwach sein dürfte, weil weder Pfeilform noch irgendwelche Flächen in größerer Entfernung vom Schwerpunkt in der Längsrichtung vorhanden sind. Die Anordnung stellt sozusagen einen Grenzfall leitwerksloser Bauarten dar. Die Richtungsstabilität wurde wiederum durch Endscheiben erhalten, die in diesem Falle nach oben angelenkt waren. Eine größere Anzahl von

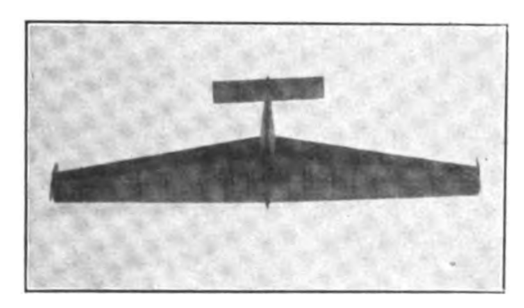


Abb. 20. Modell Nr. 7.

Versuchen bewies zwar die Empfindlichkeit dieser Anordnung gegen Falschlagen des Schwerpunktes, indessen trat bei richtiger Schwerpunktslage vollkommene Stabilität ein, und das Modell zeigte selbst bei stark böigem Winde gute Flugeigenschaften ohne irgendein Bestreben, durch äußere Einflüsse hervorgerufene Längsschwingungen aufzuschaukeln. Der große konstruktive Vorteil derartiger Flugzeugtypen liegt vor allen Dingen in dem fast vollständigen Fort-

fall von Torsionsbeanspruchungen des Holmsystems, und die Annahme scheint berechtigt, daß die dadurch hervorgerufene Verminderung des Baugewichtes den Mangel großer Auftriebsbeiwerte ausgleicht, der ja für symmetrische Profile charakteristisch ist.

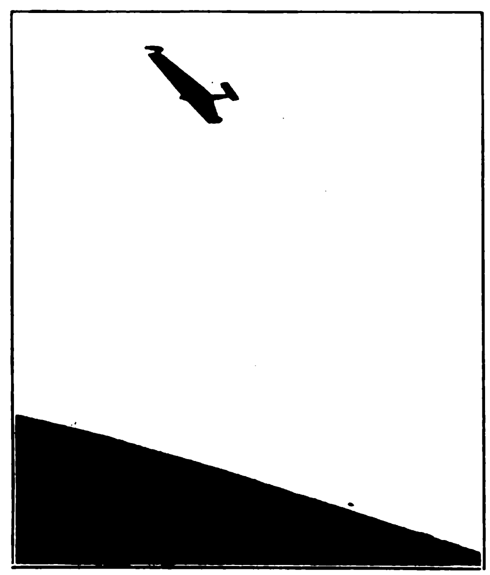


Abb. 21. Modell Nr. 7.

Die gute Wirkung der Endscheibenseitensteuer legte den Gedanken nahe, diese auch bei einem mit Leitwerk ausgestatteten Typ zu erproben. Da der Ententyp in diesem Falle besonders geeignet erschien, wurde das Modell Nr. 7 gebaut. Siehe Abb. 18 bis 21. Bekanntlich verursacht die Erlangung guter Kursstabilität gerade bei den kopfgesteuerten Flugzeugen manche Schwierigkeiten, weil die seitlichen Projektionen des vor dem Schwerpunkt liegenden Höhensteuers und Rumpfvorderteils schwer zu kompensieren sind. Mit den Seitensteuerendscheiben gelang es, einwandfreie Kursstabilität zu erreichen in derselben Weise, wie dies bei den schwanzlosen Modellen der Fall war. Bei einer Fläche von 2 m^2 und 4 m Spannweite hatte jede Endscheibe einen Inhalt von 0,05 m^2. Die angewendete Startmethode ist aus den Abb. 18, 19 ersichtlich. Mit Hilfe eines 10 m langen Gummiseiles werden die Modelle von einer transportablen 3 m langen Startbahn katapultartig gegen den Wind abgeschossen. Da die Flugweite im flachen Gelände bereits 100 bis 200 m beträgt, können die Wirkungen von Steuerungsmaßnahmen eingehend studiert werden.

Zusammenfassung.

Es wird an Hand von bekannten Bedingungen die notwendige Größe freifliegender Gleitflugzeugmodelle formelmäßig festgelegt. Fernerhin werden mit Hilfe einer unter vereinfachten Annahmen gemachte Näherungsrechnung die Stabilitätsbedingungen leitwerksloser Flugzeuge dargestellt und die gewonnene Beziehung zum Vergleich der Torsionsbeanspruchungen verschiedener Flügelbauarten herangezogen. Die Modelle Nr. 4, 6 und 7 werden kurz besprochen und die vorläufigen Versuchsresultate mitgeteilt.

Einige Beobachtungen an segelnden Meervögeln.

Von Fr. Noltenius, Montevideo, Uruguay.

Soweit wir es im Segelflug auch schon gebracht haben, wir müssen uns doch gestehen, daß wir von einer wirklichen Lösung des Problems noch gar sehr entfernt sind. Zumal das Segeln über dem Meer, in den gleichmäßigen Windesströmungen des Ozeans ist uns im Grunde doch immer noch ein Geheimnis. Wir Deutschen sind leider zur Erforschung des Problems in wenig günstiger Lage, da uns ein Studium der besten Lehrmeister des Segelflugs, der Albatrosse, versagt ist.

Ich möchte nun in den folgenden Zeilen ein paar Beobachtungen niederlegen, die ich während der Überfahrt nach Südamerika zu machen Gelegenheit hatte. Ich tue das vor allem darum, weil ich erkennen mußte, daß meine Auffassungen, wie ich sie aus Berichten anderer mir aufgebaut hatte, durchaus irrig waren.

An Meeresseglern kommt in den europäischen Gewässern hauptsächlich die Möve in Betracht. Sie ist aber den Seglern Südamerikas merklich unterlegen. Niemals habe ich die Möve über den freien Ozean segeln sehen. Dort flog sie stets mit langsamem, schwerem Flügelschlag, natürlich immer wieder durch Gleitflugstrecken unterbrochen.

Anders in der Nähe des Schiffes. Der Wind blies zumeist von links vorn und die Möven folgten segelnd dicht hinter dem Heck des Dampfers. Hier segelten sie nun wirklich, stiegen auf ohne Flügelschlag, schossen wieder herunter und machten ihre Kapriolen in der Luft. Bisweilen setzen sie sich auch aufs Wasser nieder, um dann nach einer geraumen Weile wieder aufzukommen. Nun aber stets im Schwingenflug. Es war ganz offensichtlich, daß hinter dem Schiffe ansteigende Luftströmungen herrschen mußten. Man sah bisweilen, wie eine Möve geradezu emporgeworfen wurde, ohne daß sie merklich die Flügelstellung geändert hätte.

Vor allem aber wies eine Tatsache auf das Spiel der tragenden Kräfte hin. Kam der Wind von links vorne, so segelten die Möven, etwa in Höhe des Bootsdecks, entlang der linken Bordwand langsam nach vorne, also an der Luvseite, während im Windschatten, in Lee, kaum je eine Möve zu erblicken war und alsdann nur im Schwingenflug. Der Wind wurde offensichtlich durch den Anprall an die Bordwand nach oben abgelenkt. Der so erzeugte Auftrieb blieb noch auf einer gewissen Strecke hinter dem Schiffe wirksam.

Dieser Zusammenhang ließ sich dauernd beobachten. Sobald die Möve etwa am Bug angelangt war, schlug sie einen Bogen nach außen und trieb mit dem Winde bei langsamem Flügelschlag zum Heck zurück. Darauf begann das Spiel von neuem. — Und noch eines war in der Regel zu sehen. Dem Buge zu, zwischen der ersten und zweiten Ladeluke hatte der Dampfer einen Deckaufbau mit Booten, etwa um vier Meter das Hauptdeck überragend. Fast jedesmal, wenn die Möve in ihrem langsamen Vorrücken bis hierhin kam, wurde sie plötzlich — oft um mehrere Meter — emporgehoben, als deutliches Zeichen der aufsteigenden Luftströmungen. Charakteristisch war auch, daß bei zunehmender Windstärke die Möven stets höher flogen, bisweilen bis zu den Mastspitzen emporsteigend.

Südlich von Spanien verließ uns unser Vogelgeleit.

Die ersten Vögel Südamerikas stießen zu uns bei der Insel Fernando Noronha; es war eine Art Fischreiher. Wieder ein paar Tage später erschienen die Kaptauben.

Es sind das hübsch gezeichnete, kräftige Vögel. Die Schwingen sind mäßig lang, verhältnismäßig schmal. Nach Taubenart besitzen sie einen Steuerschwanz, der Kopf setzt sich wenig von dem wohlgerundeten Körper ab, zur Überwindung des Luftwiderstandes günstige Formen schaffend.

Diese hübschen Tierchen sind nun vortreffliche Segler, den deutschen Möven entschieden überlegen. Sie sind nicht an die aufsteigenden Luftströmungen in der Nähe des Schiffes gebunden, sondern verstehen auch über dem freien Meere zu segeln.

An Flugeigenschaften ist ihnen eine schwarzbraune Mövenart ziemlich ähnlich. Sie hat merklich längere und schmälere Flügel als die Möven Europas. Sie versteht es vortrefflich, ohne einen Flügelschlag geraume Zeit über den Wellen dahinzustreichen.



Wie das den Vögeln möglich sei, erschien mir ein Rätsel, und noch mehr staunte ich, als ich zum ersten Male den König der Meervögel, den Albatros, sah. Die Tauben und Möven an Geschwindigkeit überholend, kreuzte er rastlos hin und her und regte oft stundenlang seine Flügel nicht. Ja, am ersten Tage, als eine kräftige Brise herrschte, sah ich ihn im Schwingenflug eigentlich nur die paar Sekunden, wenn er sich vom Wasser abhob. Und auch da nur bisweilen. Häufiger noch ließ er sich von der Welle emportragen, lief ein paar Schritte mit seinen breiten Schwimmfüßen auf dem Wasser gegen den Wind an und legte sich dann auf die Höhe des Wellenkammes gleichsam in die Luft hinein, alsbald vom Winde emporgehoben. Es ist ja bekannt, daß ein gefangener Albatros von Bord eines Schiffes nicht abfliegen kann. Die Kraft seines Flügelschlages reicht nicht aus, um den schweren Körper zu heben. Das bekunden auch seine relativ schwachen Brustmuskeln.

Der Albatros ist ein prächtiger Vogel. Der Kopf erinnert mit dem starken gelben Schnabel an eine Möve. An einem kurzen, ziemlich dicken, schwanzlosen Rumpf trägt er die mächtigen Flügel. Ein mittelgroßer Vogel klaftert etwa anderthalb Meter, ein großer gar drei und noch mehr. Die Flügel, oben schwarzbraun, unten weiß mit schwarzem Saum sind sehr schmal. Im äußeren Drittel liegt die Vorderkante im Ellbogengelenk leicht nach hinten und trifft mit der Hinterkante in spitzem Winkel zusammen. Bisweilen zieht er im Fluge die Flügelspitzen ein wenig nach unten, anscheinend besonders dann, wenn er an Geschwindigkeit verliert, so daß die Schwingen alsdann einen mäßig flachen, nach unten offenen Bogen bilden. Andere Flügelbewegungen waren begreiflicherweise nicht zu erkennen, auch mit dem Glase nicht.

Die Geschwindigkeit war sehr wechselnd, mochte quer zum Winde etwa das Dreifache unserer eigenen Fahrtgeschwindigkeit (11 Seemeilen) betragen.

Noch eine vierte Vogelart zeigte sich in einigen wenigen Exemplaren, eine ziemlich große silbergraue Schwalbe. Ihr Bau war das Gegenstück zu dem des großen Seglers. Kurze, aber sehr tiefe und stark gewölbte Flügel und ein langer Schwalbenschwanz; kurz, ein typischer Schwingenflieger und ihr Verhalten hat demgemäß auch hochinteressante Vergleichspunkte zu dem des Albatros.

Wie aber segelt nun der Albatros und die anderen Arten, die die Fähigkeit besitzen, ohne die Flügel zu regen, kreuz und quer über den freien Ozean zu schweben? — Am ersten Tage wehte eine mittelstarke Brise von etwa 8 Beaufort. Unermüdlich strichen fünf Albatrosse über die Wellen dahin, bald sich dem Schiffe nähernd, bald sich ziemlich entfernend, während der Hauptschwarm von Möven und Kaptauben zumeist sich etwas näher hielt.

Die großen Vögel glitten oft so dicht über den Wellen dahin, daß ihre Flügelspitzen fast das Wasser streiften. Rastlos begleiteten sie das Wellenspiel, sich der wogenden Oberfläche gleichsam anschmiegend. Dann stiegen sie wieder plötzlich ein paar Meter empor, verharrten eine Zeitlang in dieser Höhe, um dann in biegsamen Kurven sich wieder der Wasseroberfläche zu nähern. Kaum daß sie sich aber jemals mehr als fünf oder sechs Meter über die Wellen emporhoben.

Am Abend frischte alsdann der Wind auf und war es offenkundig, daß Albatrosse, Möven und Kaptauben höher flogen als bisher; bis hinauf zu den Spitzen der Masten. Und ebenfalls wiederholte sich der Vorgang, den ich schon bei den deutschen Möven beobachtet hatte, daß sie nämlich an der Luvseite des Dampfers längs der Bordwand dem Buge zusegelten.

Charakteristischer wurde das Bild jedoch am folgenden Tage. Gegen Mittag flaute der Wind stark ab. Nun flog der Albatros wieder ganz dicht über den Wellen dahin, Kaptauben und Möven hielten sich enger an das Schiff und mußten mehr und mehr ihre Schwingen gebrauchen. Auch sie segelten dicht über dem Wasser dahin. Um diese Zeit erschien auch eine der obenerwähnten Schwalben. Hoch über dem Schwarm der Segler flog sie in unermüdlichem Schwingenflug über den Ozean.

Gegen Abend wurde es nahezu windstill. Schon im Verlaufe des Nachmittags hatte uns ein Vogel nach dem anderen verlassen. Sie waren aufs Wasser niedergegangen. Dort sahen wir sie schwimmen, bis der kleine Punkt in der Ferne nicht mehr zu erkennen war; am längsten hielten die Kaptauben aus. Aber aus den Seglern waren Schwingenflieger geworden. Schließlich gaben auch sie das Rennen auf. Die Albatrosse hatten uns schon viel früher verlassen. Am Nachmittag sah ich sie noch eng an die Wellen geschmiegt dahinstreichen, hier und da mit schwerem Flügelschlag emporschwebend. Da dies ihnen aber anscheinend zu große Mühe verursachte, gingen sie aufs Wasser nieder. Bei Windstille fliegt der Albatros offenbar nicht.

Was für Schlüsse lassen sich nun aus diesen Beobachtungen ziehen? Vor allem: welches ist die Kraft, die dem Albatros das Segeln ermöglicht? Daß er sich so dicht an die Wasseroberfläche hält, scheint doch ein Zeichen dafür, daß er hier die zum Segeln günstigsten Bedingungen findet. Freilich, es könnte auch sein, daß er auf diese Art am besten seine Nahrung findet. Allein der Landraubvogel stürzt sich gerade aus großen Höhen auf sein Opfer, um unerkannt zu bleiben, und so will mir scheinen, als werde der Schatten des dicht über das Wasser streichenden Albatrosses viel eher von den Fischen bemerkt. Zudem fliegt er ja auch tatsächlich höher, wenn der Wind auffrischt, in der Höhe, die der Schwingenflieger, z. B. die Schwalbe, überhaupt bevorzugt.

Wie können die Luftströmungen über dem bewegten Meere beschaffen sein? Homogen sind sie sicherlich nicht. Die Wellenoberfläche ist doch im Prinzip das nämliche wie ein welliges Hügelland, mit dem Unterschiede, daß dieses Hügelfeld sich dauernd verschiebt. Stößt nun der Wind gegen den »Abhang« einer Welle, so ist nichts einleuchtender, als daß er nach oben abgelenkt wird. So bildet sich über jedem Wellenkamm eine aufsteigende Luftströmung, ganz besonders in der langen Dünung des Atlantik. Auch ist ohne weiteres selbstverständlich, daß dieser Aufwind um so höher hinaufsteigt, je kräftiger der Wind ist und je höher die Woge. Wenn man recht sorgfältig aufpaßt, so kann man es bisweilen unmittelbar beobachten, wie der Vogel, wenn er gegen den Wind segelnd einen Wellenkamm überschreitet, geradezu emporgetragen wird. Diese Luftmassen werden dann natürlich wieder herunterfallen, herabgedrückt durch den Wind und gleichsam angezogen vom Wellental, so daß eine Art Kreisströmung um eine horizontale Achse, wie eine Welle sich herausbildet, deren Höhe natürlich abermals von der Kraft des Windes abhängt. In diesen aufsteigenden Windströmungen schwimmt nun der Albatros, durch geschickten Flug möglichst die Stellen mit Aufwind aufsuchend.

Wenn dem so ist, was läßt sich daraus für uns Menschen gewinnen? — Wenig oder nichts! Dann dürfte der Segelflug über dem Ozean (nicht etwa an Küsten) wohl immerdar unerreicht bleiben. Denn einerseits wäre der Mensch gar nicht imstande, so äußerst fein die kleinen Aufwinde über der Wasseroberfläche zu empfinden und demgemäß zu steuern; auch könnte er sich nicht so dicht an die Wasseroberfläche halten. Zum anderen aber wären vermutlich seine Flügel im Verhältnis zur Wellenlänge viel zu groß, so daß er, wenn auch die erste Bedingung erfüllt wäre, gleichwohl nicht die doch relativ kurzen aufwärtsgerichteten Luftverschiebungen auszunützen vermöchte.

Buchbesprechungen.

Zwei deutsche Luftschiffhäfen des Weltkrieges: Ahlhorn und Wildeshausen. Erinnerungen und Aufsätze, gesammelt und herausgegeben von Dr. Fritz Strahlmann. Oldenburger Verlagshaus Lindenallee, Oldenburg i. O. 1926. Preis brosch. M. 5,50, Ganzleinen M. 7.



Flieger und Luftschiffe waren während des Krieges unsere »Luftwaffe«— und mit Genugtuung denken wir daran zurück, was diese Waffe geleistet hat.

Notwendiger als die Flieger, die mit ihren leichtbeweglichen und nicht zu umfangreichen Flugzeugen zur Not auf jedem freien Felde landen und diese dann in Zelten unterbringen konnten, brauchten die Luftschiffe bestimmte Luftschiffplätze oder Luftschiffhäfen mit festen Hallen.

Das Oldenburger Land besaß während des Krieges zwei solche Luftschiffplätze: Ahlhorn und Wildeshausen, — Ahlhorn für die Marine, Wildeshausen zunächst für die Armee, dann — nach der völligen Einstellung der Heeresluftschiffahrt im Juli 1917 — ebenfalls für die Marine.

Die beiden Luftschiffhäfen Ahlhorn und Wildeshausen entstanden ungefähr gleichzeitig. Ihre Geschichte ist nicht allein Kriegs-, sondern auch Heimatgeschichte.

Das hochinteressante Buch ist allen denen gewidmet, die aus der Vergangenheit für die Zukunft lernen wollen, — und nicht zuletzt auch dem Andenken derer, die mit einem Luftschiff — auf der Fahrt gegen den Feind — ihr Leben ließen in treuer Pflichterfüllung.

Aus dem Inhalt:

Marine-Luftschiffhafen Ahlhorn.

1. Vom Werden und Vergehen des Marine-Luftschiffhafens. — Von Marine-Baurat a. D. Ernst Beck.
2. Meine Erlebnisse als Dienstvorsteher auf dem Bahnhof während des Krieges. — Von Eisenbahn-Inspektor a. D. H. Bauermeister.
3. Ein Luftschiffleben. Erinnerungen an die Besatzung L 35. — Von Dr.-Ing. W. Dietsch.
4. Bericht über mein Kommando als Truppenarzt des III. M.L.T. in Ahlhorn. — Von Marine-Stabsarzt d. R. Nonhoff.
5. Eine verlängerte Aufklärungsfahrt des SL 12. — Von Korv.-Kpt. a. D. W. Kölle.
6. Eine Notlandung. — Von Korv.-Kpt. a. D. W. Kölle.
7. Ein Erinnerungstag. — Von Dipl.-Ing. H. Eisenbeck.
8. Ahlhorn—Wainoden und zurück. — Von O.-Bts.-Mt. auf L 38, M. Bischoff.
9. Die L-Besatzung Sommerfeld und Ahlhorn. — Von Dr. H. Gebauer.
10. Gegen London. — Von Dr. H. Gebauer.
11. Erinnerungen an Ahlhorn. — Von Oblt. z. S. a. D. R. Frey.
12. Eine Fahrt mit L 47. — Von Oblt. z. S. a. D. W. Fischer.
13. Mit L 49. — Von Kaptl. a. D. H. Gayer.
14. Ahlhorn. — Die Heide. — Erste Eindrücke. — Von Marine-Oberzahlmeister a. D. B. Dey.
15. Ahlhorn. — Von Lt. d. R. Rolf Borns.
16. Der 5. Januar 1918 — ein dies ater der Marine-Luftschiffwaffe. — Von Korv.-Kapt. a. D. A. Schütze.
17. Die Zerstörung des Luftschiffhafens Ahlhorn durch die Explosion am 5. Januar 1918. — Von Oberlt. z. S. a. D. H. Bassenge.
18. Aus den Geheim-Akten des Archivs der Marine.
19. Der Kasinowald und seine Bewohner. — Von Marine-Oberzahlmeister a. D. B. Dey.
20. Unter dem Marineluftschiff. — Von W. Rühl.
21. Liste der in Ahlhorn stationiert gewesenen Marineluftschiffe. — Von Kaptlt. a. D. Hans v. Schiller.
22. Fahrten-Statistik und Belegung des Luftschiffhafens Ahlhorn. — Von Kaptlt. a. D. Hans v. Schiller.

Luftschiffhafen Wildeshausen.

23. Vom Luftschiffhafen Wildeshausen. — Von Dr. Fritz Strahlmann.

Die Eroberung der Luft. Ein Handbuch der Luftschiffahrt und Flugtechnik. Nach den neuesten Erfindungen und Erfahrungen gemeinverständlich dargestellt für alt und jung. Union Deutsche Verlagsgesellschaft, Stuttgart. 4. gänzlich neubearbeitete Auflage. 20. bis 25. Tausend der Gesamtauflage. 432 Seiten mit 296 Abbildungen. In Ganzleinenband RM. 9,80.

In erster Auflage 1909 erschienen, hat dieses Buch in der Reihe seiner Auflagen den Aufstieg des Flugwesens mitgemacht. So bildet die jetzt vorliegende, völlig neu bearbeitete 4. Auflage ein Ruhmesdenkmal sowohl für die Entwicklung der Luftfahrt wie für das Buch selbst. Aus der Zusammenarbeit führender Fachleute entstanden, behandelt es das Gesamtgebiet der Luftschiffahrt und Flugtechnik. Die Darstellung ist wissenschaftlich zuverlässig und gründlich, dabei völlig gemeinverständlich. Ihr haftet nichts Trockenes und Lehrhaftes an, sondern lebendig, anschaulich, packend, ja mitreißend, läßt sie vor dem Leser alle Stadien des Kampfes um das Luftreich, alle Zweige der Luftschiffahrt erstehen: die Rolle des Freiballons, Hochgebirgsfahrten, wissenschaftliche Luftfahrt, das Luftschiff, das Flugzeug.

Diese Vorzüge im Verein mit den außerordentlich zahlreichen und gut gewählten Illustrationen und der schönen Gesamtausstattung machen das Werk zu einem Gewinn für jeden Bücherfreund. Und wenn wir es insbesondere der Jugend empfehlen, so bedeutet das keine Einschränkung. Denn die Jugend vor allem hat noch die lebendige Anteilnahme des Herzens und die Begeisterungsfähigkeit, wie sie ein solches Buch verdient. Kp.

„Tage der Technik“ 1927, Technisch-histor. Abreißkalender von Dr.-Ing. h. c. F. M. Feldhaus. Verlag R. Oldenbourg, 365 Blatt, 365 Abbildungen. Preis M. 5.

Neu erscheint auch für 1927 der Feldhaus-Kalender. Tausenden ist er schon in den letzten Jahren ein liebgewordener Begleiter durch den Wandel des Jahres geworden. Neue dankbare Freunde wird der Kalender in diesem Jahre gewinnen. Das ist weiter nicht erstaunlich bei seiner reichhaltigen Vielseitigkeit und universalen Vertiefung. Bringt doch jedes Blatt eine Abbildung. Technisch-historische Bilder aus allen Zeiten und Völkern wechseln mit solchen phantastischer und kurioser Art ab. Dazu bringt jedes Blatt eine Menge auf den betr. Tag entfallende Gedenkdaten aus dem weiten Reich der Technik. Das Material ist nicht willkürlich untergebracht. Zwischen den einzelnen Tagen und den abgebildeten Maschinen, den geschilderten Ereignissen, den historischen Erinnerungen und Bildnissen bestehen wohldurchdachte Zusammenhänge. Die Sammlung von Sprüchen und literarischen Zitaten, die auf die technische Kultur Bezug nehmen, weicht gründlich von der üblichen Schablone ab. Vor allem kommt auch der gesunde Humor zu seinem Recht, bald gemütlich, bald scharf ironisch, aber immer mit dem einen Ziel, einen neuen Vers für das hohe Lied der deutschen Technik zu dichten. Kp.

Airmen and Aircraft. An Introduction to Aeronautics. By Henry H. Arnold. Verlag: The Ronald Press Company New York. 216 Seiten. 24 Abbildungen.

Das Buch berichtet über Luftfahrer und Luftfahrzeuge in Vergangenheit und Gegenwart. An Hand von 24 Abbildungen gibt der Verfasser eine Übersicht über die Entwicklung und den heutigen Stand der Luftfahrzeuge (Ballone, Luftschiffe und Flugzeuge). In einer sehr elementaren Weise wird gezeigt, wie die Luftkräfte bei Luftschiffen und Flugzeugen entstehen und wirken.

Es folgt dann eine Zusammenstellung besonderer fliegerischer Leistungen (Ozeanüberquerungen, Rekorde u. dgl.).

Ein besonderes Kapitel ist den bedeutendsten Fliegern des Weltkrieges (von deutscher Seite Freiherrn v. Richthofen) gewidmet.

Nach einem kurzen Bericht über den amerikanischen Luftverkehr folgen noch Betrachtungen über die Gefahren der Luftfahrt und ein Ausblick auf die Verwendungsmöglichkeit der Luftfahrt in Krieg und Frieden.

Am interessantesten an dem Buch scheint mir neben dem Kapitel über die Ausbildung von Besatzungen in Amerika der Anhang zu sein. Dort ist eine eingehende Übersicht über den Lehrplan an amerikanischen Fliegerschulen gegeben, woraus wir sehr viel Anregungen entnehmen können. Seewald.

The elements of aerofoil and airscrew theory. Von H. Glauert, Cambridge, at the university press, 1926 (226 S.).



Im Vorwort bezeichnet der Verfasser als Ziel des Buches, einen Abriß der Tragflügel- und Luftschraubentheorie zu geben, verständlich für Studierende, die noch nichts von Hydrodynamik wissen. Dieses Ziel wird m. E. tatsächlich erreicht. Umfangreiche mathematische Ableitungen werden absichtlich vermieden, wodurch der logische Zusammenhang aber an keiner Stelle verlorengeht. Wer die Grundlehren der Differential- und Integralrechnung sowie der Funktionentheorie kennt, wird das Buch mit Verständnis lesen können und sich dann selbständig in der aerodynamischen Literatur zurechtfinden.

In der Einleitung werden einige Begriffe klargestellt und die geschichtliche Entwicklung der Theorie kurz gestreift. Die nächsten Kapitel befassen sich mit der Bernoullischen Gleichung und der Potentialtheorie (Stromfunktion, Zirkulation, Wirbel, Geschwindigkeitspotential). Sodann folgen ein Kapitel über die konforme Abbildung eines Kreises auf ein Tragflügelprofil und ein Kapitel über die Berechnung der Luftkräfte am unendlich breiten Flügel. Hier wird die Theorie bis zu den Arbeiten Birnbaums dargestellt. Das nächste Kapitel gibt unter der Überschrift »Zähigkeit und Widerstand« einen Einblick in die begrifflich schwierigsten Teile der modernen Hydrodynamik; hier werden die Kármánsche Wirbelstraße, das Reynoldssche Gesetz und die Prandtlsche Grenzschichttheorie behandelt. Im Anschluß daran folgt die eigentliche Tragflügeltheorie (Grundlagen, endlicher Tragflügel, Eindecker, Strömung in der Nachbarschaft des Tragflügels, Doppeldecker). Ein besonderes Kapitel beschreibt die Korrekturen, die bei der Umrechnung von Meßergebnissen im Windkanal auf den freien unendlich ausgedehnten Raum vorgenommen werden müssen. Die drei letzten Kapitel behandeln verhältnismäßig kurz die Luftschrauben-Theorie, und zwar die Schraubenstrahl-Theorie, die Flügelblatt-Theorie und die Unterschiede zwischen Schrauben in freier Luft und solchen, die im Windkanal laufen. Die neuesten Arbeiten sind hier noch nicht berücksichtigt.

Das Buch beschränkt sich auf theoretische Überlegungen, nur gelegentlich werden experimentelle Ergebnisse herangezogen. Auf die beschränkte Gültigkeit der Theorie und die Abweichungen von der Erfahrung wird jedoch wiederholt hingewiesen.

Für den deutschen Leser fällt noch angenehm auf, daß in diesem Buche im Gegensatz zu manchen anderen des Auslandes die deutschen Arbeiten erwähnt und berücksichtigt sind. H. Blenk.

Caratteristische aerodinamiche di ali (Luftkraftbeizahlen von Flügelschnitten). Band 11 als Ergänzungsheft zu den technischen Berichten (Rendiconti technici) des Luft-Ministeriums. 1926. Provveditorato Generale Dello Stato. Gr.-8°. VIII und 16 S. mit 2 Skizzen, 53 Schaubildern der Ergebnisse und einer Übersichtstafel.

Als Schlußheft einer wertvollen Reihe, deren 10 vorhergehende Hefte ausführlich besprochen wurden[1]), folgen hier noch für ein halbes Hundert Flügelprofile Polaren, Kurven von Auftriebs- und Widerstandsbeizahl sowie Druckpunktlage und Gleitzahl abhängig vom Anstellwinkel, dazu die Umrißformen der Flügel, die hier von der üblichen Rechteckgestalt meist stark abweichen, andernfalls nach außen verjüngt sind.

Die gewohnte Übersichtstafel ist hinzugefügt.

Eine achtseitige Beilage enthält das Verzeichnis sämtlicher Flügelschnitte, geordnet — nicht etwa nach der noch immer fehlenden Systematik, sondern nach den Versuchsanstalten und deren laufenden Modellnummern. Dazu ist die Nummer der vorliegenden Sammlung aufgeführt. Everling.

Das Gewitter. Von Prof. Dr. Albert Gockel. Ferd. Dümmlers Verlag, Berlin SW 68. 3. vielfach geänderte Auflage. Mit 3 Kunstdrucktafeln und 36 Abb. Preis M. 8. geb. M. 11.

[1]) Siehe ZFM 17, Nr. 6 vom 27. März 1926, S. 129.

Dieses Buch ist außerordentlich inhaltreich. In der Darstellung sind alle wesentlichen Fortschritte, welche sich für eine populäre Wiedergabe eignen, berücksichtigt. Die geschickte Darstellung, der flüssige Stil und die reiche Ausstattung mit guten Bildern machen das Buch an vielen Stellen zu einem fesselnden Lesestoff.

Inhalt: 1. Gewitter und Gewitterwolken. 2. Der Blitz. 3. Kugelblitze. 4. Elmsfeuer. 5. Vulkanische Gewitter. 6. Donner. 7. Wirkungen des Blitzschlages. 8. Die Blitzgefahr und ihre Schwankungen. 9. Blitzableiter. 10. Die atmosphärische und Niederschlags-Elektrizität. 11. Entstehung der Gewitterelektrizität. 12. Entstehung der Gewitterregen. 13. Ausbreitung und Form der Gewitter. 14. Tägliche und jährliche Periode der Gewitter. 15. Säkulare Periode und Zusammenhang der Gewitter mit der Periode der Sonnenflecken. 16. Geographische Verteilung der Gewitter. 17. Der Hagel. 18. Wetterläuten und Hagelschießen. 19. Gewitter und elektrische Wellen in der Atmosphäre. 20. Gewittervorhersage. 21. Über das Photographieren von Blitzen. Ma.

Die Himmelswelt. Mitteilungen der Vereinigung von Freunden der Astronomie und kosmischen Physik (V.A.P.), herausgegeben von Prof. Dr. J. Plaßmann, Jahrg. 36, Heft 11/12. Ferd. Dümmlers Verlag, Berlin SW 68. Bezugspreis jährlich M. 10, für Mitglieder d. V.A.P. kostenlos. Aus dem Inhalt:

J. Hopmann, Das Russell-Diagramm und die Kosmogonie. Mit 4 Abbildungen.
K. Wiedemann, Läßt sich die Hemisphäre in einer Aufnahme voll erfassen? Mit 3 Abbildungen.
P. Perlewitz, Ortsbestimmungsmethoden in der Luft und auf See. Mit 9 Abbildungen.
H. Osthoff, Die Größenklassen der Fixsterne.
O. Heckmann, Über unveröffentlichte Apex-Berechnungen von C. F. Gauß. Mit 1 Figur.
J. Plaßmann, Neues über Kepler.
J. Plaßmann, Zeitmeßkunde und Uhrentechnik.
Kleine Mitteilungen: Der Plan eines neuen Riesenreflektors — Nordlichter im September 1926 — Nordlichtbeobachtung zu Riesenburg — Das Helium zum Erstarren gebracht — Ein glänzender, vollständiger Sonnenring — Die Zulassung Deutschlands zum International Research Council — Das Tierkreislicht. Ma.

Grundriß der Funkentelegraphie in gemeinverständlicher Darstellung von Dr. Franz Fuchs. Verlag R. Oldenbourg, München-Berlin. 18. Aufl. 178 Seiten, 270 Abb. Gr.-8°. 1926. Brosch. M. 3,60.

Die vorliegende Broschüre ist einer der besten Wegweiser in das Gebiet der drahtlosen Telegraphie für den gebildeten Laien. Das Charakteristische des Werkchens ist die ansprechende äußere Form der Darstellung. Neben dem Text ist ein gleichmäßig breiter Raum freigelassen, welcher die Figuren enthält, die in der Anschaulichkeit vorbildlich genannt zu werden verdienen, sowie Formeln, Definitionen und Beispiele.

Infolge der sprunghaften Entwicklung der Funkentelegraphie ist bei dieser Neuauflage eine Reihe von Ergänzungen und Verbesserungen notwendig geworden. Insbesondere wurden die Kapitel über die Röhre und die Röhrenschaltungen durch den Kurzwellenempfänger und -sender sowie durch neuere Verstärker und Empfangsschaltungen (Widerstandsverstärker, Neutrodyn, Superheterodyn u. a.) erweitert. Ein Abschnitt über die Ausbreitung von Raum- und Oberflächenwellen wurde hinzugefügt. Ferner fanden Verbesserungen im Spulen- und Kondensatorbau sowie die neueren Mikrophone und Lautsprecher Berücksichtigung. Kp.

Die Haager Konferenz 1925 zur Revision der Pariser Übereinkunft von 1883 für Gewerblichen Rechtsschutz. Von Prof. Dr. Albrecht Osterrieth. Verlag Chemie. Berlin W 10, Corneliusstr. 3. Preis steif broschiert M. 6.



Das Buch, vom Verfasser noch kurz vor seinem Tode vollendet, behandelt den Verlauf, die Arbeiten und Ergebnisse der Konferenz und damit die einzelnen geschaffenen Artikel sowie das Madrider Abkommen vom 18. April 1891 betr. die internationale Markeneintragung. Es bietet eine klare Darstellung der auf dieser Konferenz behandelten Fragen über die internationalen Bestimmungen auf dem Gebiete des gewerblichen Rechtsschutzes (z. B. Patentschutz und Patentausführung, Gebrauchsmuster- und Warenzeichenrecht, Herkunftsbezeichnung, unlauterer Wettbewerb, Ausstellungsschutz sowie die internationale Markeneintragung). Ma.

Die Schleifscheibe, ihre Wahl, Verwendung und Behandlung. AWF-Merkblatt 201. Herausgegeben vom Ausschuß für wirtschaftliche Fertigung beim Reichskuratorium für Wirtschaftlichkeit. Zu beziehen durch den Beuth-Verlag G. m. b. H., Berlin SW 19, Beuthstr. 8. Stückpreis RM. 0,50.

Vom Ausschuß für wirtschaftliche Fertigung ist soeben als Merkblatt Nr. 201 eine übersichtliche Zusammenstellung der allgemein in Betracht kommenden Hauptgesichtspunkte in bezug auf die Wahl der Schleifscheibe nach ihrem Verwendungszweck und auf ihre Behandlung im Lagerraum und im Betrieb herausgegeben worden. Die kleine Schrift soll insbesondere den Betriebsleitern einen Überblick über die beim Schleifen auftretenden Fragen ermöglichen. Sie enthält Angaben über Härtegrad, Schleifmittel, Körnung, Bindung, über den Durchmesser und die Breite der Scheiben, über ihre Form, die Bestellung, die Lagerung, das Aufspannen, den Arbeitsvorgang und das Aufarbeiten der Scheibe. Bei der außerordentlichen Wichtigkeit des Schleifverfahrens für die Wirtschaftlichkeit, nicht nur in der Maschinenindustrie, sondern auch bei der Bearbeitung von Hartgummi, Kohle für elektrotechnische Zwecke, Perlmutter, Glas, Knochen, Porzellan, Leder, Bronze, Vulkanfiber usw. ist der kleinen Schrift recht weite Verbreitung und Beachtung in der deutschen Industrie zu wünschen. Die gedrängte Form ermöglicht selbst sehr stark Beschäftigten leichtes Eindringen in die Materie. . . . . p.

DIN-Taschenbuch 6.

Werkzeuge und Lehren. Beuth-Verlag G. m. b. H., Berlin SW 19. 160 Seiten. Preis RM. 3 ausschl. Versandkosten.

In dem soeben erschienenen 6. Band der DIN-Taschenbücher sind in der bewährten übersichtlichen Form sämtliche Normblätter zusammengestellt, die auf den Fachgebieten Werkzeuge und Lehren bisher herausgegeben wurden. Das Buch umfaßt 10 Abschnitte, von denen der erste über die bei der Konstruktion von Werkzeugen zu berücksichtigenden Grundnormen Aufschluß gibt. Der Abschnitt Bohrer und Senker umfaßt sämtliche genormten Spiralbohrer, weiterhin Spitzsenker, Aufstecksenker und Spiralsenker. Sowohl die Normung der Spiralbohrer als auch die in der folgenden Gruppe Reibahlen niedergelegten Arbeiten können als abgeschlossen betrachtet werden. Die Gruppe Reibahlen enthält die Normen über Hand- und Maschinenreibahlen, die wieder als feste, nachstellbare oder Aufsteckreibahlen ausgeführt werden. Unter Gewindeschneidzeuge sind die Normen über runde, geschlitzte Schneideisen, Handgewindebohrer, Muttergewindebohrer, Schneideisengewindebohrer, Hand-Backengewindebohrer und Maschinenbackengewindebohrer für Whitworth- und Whitworth-Rohrgewinde zusammengefaßt. Diese Gruppe wird in späterer Zeit noch durch die jetzt allerdings noch in Vorbereitung befindlichen Normen über Feingewindebohrer erweitert werden. In dem Abschnitt Schleifscheiben und Schneidstähle sind zunächst die schon seit 1920 endgültigen Normblätter über Werkzeugschleifscheiben wiedergegeben, weiterhin alle über Querschnitte von Meißel- und Schneidstählen bestehenden Normen. Die Gruppe Fräser enthält außer den Richtlinien für die Zähnezahlen von Schlitzfräsern und Metallkreissägen die endgültigen Normen über Schlüsselfräser, Schaftfräser für T-Nuten und konkave und konvexe Halbkreisformfräser; anschließend haben unter dem Titel Aufnahmeelemente, Werkzeug- und Vorrichtungsteile die Normblätter über Bohrbuchsen, Bohrfutterkegel, Aufsteckhalter für Reibahlen usw. Aufnahme gefunden.

Der Abschnitt Lehren enthält wieder die für die Anfertigung der Lehren erforderlichen Grundnormen sowie die Normblätter über Meßscheiben, Einstellringe für Reibahlen, Schraubenmikrometer und Strichmaße. Unter der Gruppe Bohrungs- und Wellenlehren sind die Blätter über Normal- und Grenzlehren (Lehrdorne und Rachenlehren) zusammengefaßt und den Schluß bilden die Normen für Metrische und Morsekegellehren. — Das Auffinden der einzelnen Gruppen wird durch seitlich ausgestanzte Tabs erleichtert.

Das Buch gibt einen umfassenden Überblick über den derzeitigen Stand der deutschen Werkzeugnormung und sollte in keinem Betriebe der metallverarbeitenden Industrie fehlen. . . . . p.

Normblattverzeichnis (Stand der Normung Herbst 1926). Beuth-Verlag G. m. b. H., Berlin SW 19. 206 Seiten. Preis RM. 1,50 (im Abonnement RM. 1,20).

Die Normung ist einer der wichtigsten Aufbaufaktoren im deutschen Wirtschaftsleben geworden. Aus bescheidenen Anfängen und einem zuerst eng umgrenzten Arbeitsgebiet heraus hat sie im Laufe der Zeit in die meisten Wirtschaftsgebiete Eingang gefunden. Ein Beweis dafür ist das neue Normblattverzeichnis, das einen Überblick über den Stand der Normungsarbeiten in Deutschland im Herbst 1926 gibt. Bisher bestehen Normen auf folgenden Gebieten: Armaturen- und Rohrleitungsbau, Autogenindustrie, Bauwesen, Bergbau, Dampfkesselbau, Eisenbahnwesen, Eisenbahnwagenbau, Elektrotechnik, Feuerwehrwesen, Gießereiwesen, Handfahrgeräte, Hauswirtschaftliche Geräte, Kältetechnik, Kinotechnik, Kraftfahrbau, Krankenhauswesen, Laboratoriumsgeräte, Lokomotivbau, Luftfahrt, Allgemeiner Maschinenbau, Metallische und nichtmetallische Stoffe, Phototechnik, Schreibmaschinen, Textilindustrie, Transmissionsbau, Werkzeuge und Werkzeugmaschinen. Die planmäßige Verfolgung der Normungsarbeiten in Deutschland und im Auslande ist nur an Hand des Normblattverzeichnisses möglich. Es kann daher jedem an Normungsfragen Interessierten' die Anschaffung des Buches nur empfohlen werden. Ma.

Der Bau des Flugzeuges. Heft 3. Teil III: Rumpf und Fahrwerk. Von Dipl.-Ing. E. Pfister, 1926, Berlin-Charlottenburg 2. Verlag von C. J. E. Volckmann Nachf. G. m. b. H. 64 S. mit 133 Abb. im Text. Preis geheftet RM. 2,—.

Anschließend an Heft 1 und 2 der gleichen Sammlung (vgl. Besprechung ZFM Heft 16, S. 347 und ZFM Heft 18, S. 394) behandelt derselbe Verfasser in diesem Band den Rumpf und das Fahrgestell. Auch hier an Hand von Beispielen einfache Betrachtungen der Beanspruchungen. Bauelemente des Rumpfes sind in großer Anzahl in perspektivischen Skizzen gezeigt, besonders Beschläge und Knotenpunkte, aber auch Holme und Spantquerschnitte. Der Abschnitt Fahrwerk enthält in kurzer Form eine Darstellung des Zweckes und der Beanspruchungen des Fahrgestells und die häufigsten Ausführungsformen; hier beschließen ebenfalls Berechnungen den Abschnitt. H.

Im Flugzeug über Berlin. Von E. Ewald. Führer in der Heimat, 2. Heft. Marburg a. d. Lahn. N. G. Elwertsche Verlagsbuchhandlung (G. Braun). 8°. 31 S., 48 Luftbilder, 1 Übersichtskarte.

Nach einem geschichtlichen Rückblick auf die Entstehung der Stadt Berlin und der Entwicklung des Stadtplanes sind vom Verfasser in den 48 Luftbildern Ansichten aller wichtigen Gebäude und Anlagen der Reichshauptstadt gegeben worden. Zur Orientierung ist ein Plan von Berlin beigefügt, in dem die Nummern der jeweiligen Luftbilder eingetragen sind. H.

Luftfahrt-Rundschau.

Technische Nachrichten.

(Nach dem Stichwort geordnet. Die fünfstelligen Zahlen bedeuten: 1926; Heftnummer [24] und laufende Nummer [01 usw.].)

Ausrüstung. Gerbrecht-Spornwagen, s. Abb. 1 bis 4, der Firma Rud. Teschemacher Söhne, Eisenbahnbedarf, Werden a. d. Ruhr, soll

1. die Grasnabe vor Spornschäden schützen,
2. die Wendigkeit des Flugzeuges beim Rollen erhöhen,
3. die Staubentwicklung des Sporns vermindern,
4. das Verfahren der Flugzeuge erleichtern,
5. durch einen Mann zu bedienen sein.

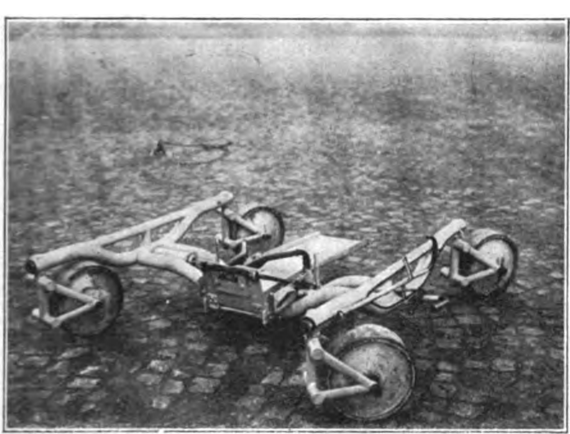


Abb. 1 zu 62401. Gerbrecht-Spornwagen.

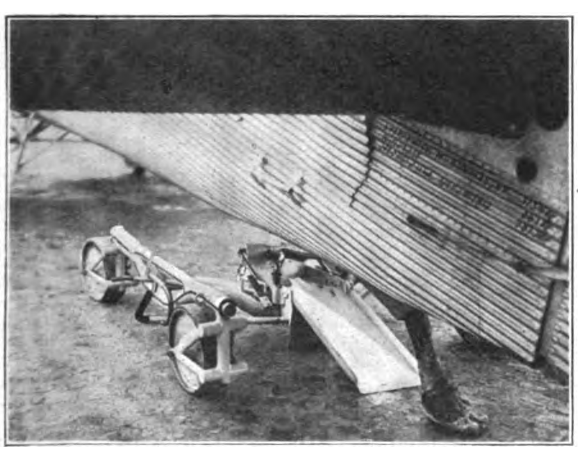


Abb. 2 zu 62401. Auflaufstellung.

Der Wagen, s. Abb. 1, besteht aus einem geschweißten Stahlrohrrahmen von zwei Seiten- und einem Mittelträger, der auf vier schwenkbaren Rädern derart gelagert ist, daß er in jeder Richtung verfahren werden kann. Der Mittelträger ist mit dem Steuerbord-Seitenträger drehbar verbunden, um Bodenunebenheiten auszugleichen. Der nach unten ausgebogene Mittelträger trägt in der Mitte den Spornhalter mit Auflauf- und Ablaufschüppe. Der Wagen wird von Hand unter das Flugzeug geschoben, die Auflaufschüppe heruntergeklappt, s. Abb. 2, wobei gleichzeitig ein Feststellblech gegen den Boden gepreßt wird, um den Wagen standfest zu machen. Das Flugzeug fährt dann mit eigener Kraft auf den Wagen, der Sporn wird von den beiden Leitbügeln gehalten, s. Abb. 3, die Auflaufschüppe klappt selbsttätig nach oben, ebenso das Feststellblech, und das Flugzeug kann abrollen. Beim Ablaufen wird von dem Begleiter mittels eines Hebels die Sperrung der Ablaufschüppe gelöst; diese klappt herunter, greift mit zwei kurzen Sporen in den Boden, dabei öffnen sich die Leitbügel, die durch Federdruck nach außen schnellen, und geben den Sporn frei, so daß das Flugzeug ablaufen kann, s. Abb. 4. Bedienung durch nur 1 Mann gegenüber 15 bei großen Flugzeugen kann besonders auf kleinen Flughäfen, auf denen sonst weniger Hilfskräfte nötig wären, große Ersparnis

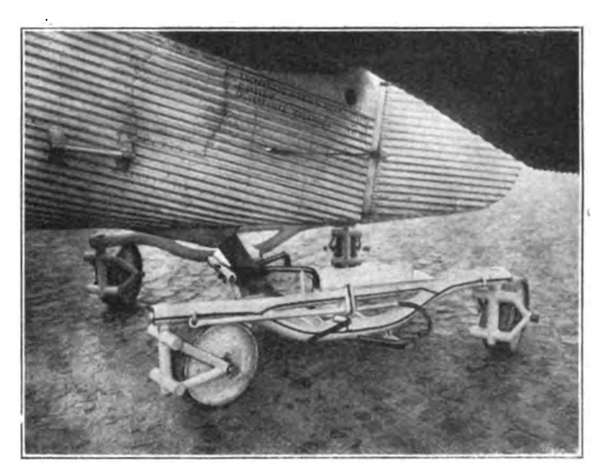


Abb. 3 zu 62401. Fahrstellung.

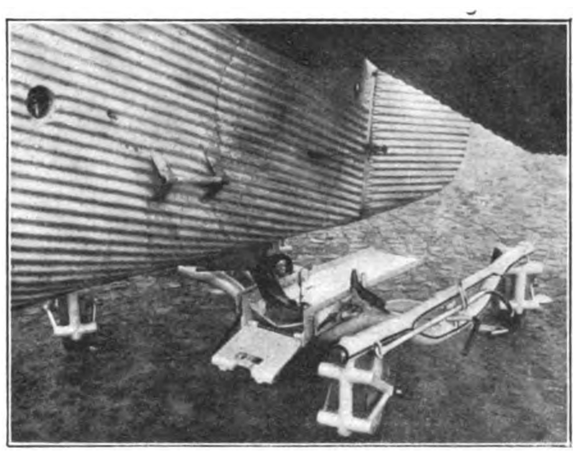


Abb. 4 zu 62401. Ablaufstellung.

bedeuten; ebenso auf großen Plätzen, wenn viel verfahren werden muß und eine genügende Anzahl Spornwagen vorhanden ist.

— Sonderbericht nach Angaben der Firma. *H.* 62401.

Flugzeuge. Pelikan-Schul-DD, Muster R. K. 2, s. Abbildung 1 und 2, vom Raab-Katzenstein Flugzeugwerk G. m. b. H., Cassel-B, in Weiterentwicklung des Schwalbe-Schul-DD, vgl. 60509, gebaut. Sehr viele Teile der beiden Flugzeuge, besonders Beschläge, sind miteinander austauschbar, daher kann Ersatzteillager klein sein.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinander liegende Sitze mit doppelter Knüppelsteuerung und Motor-Bedienungshebeln, Führer hinten; er kann Doppelsteuerung durch einen Griff ausschalten. Ge-



schweißter Stahlrohrbau mit Drahtauskreuzungen, Stoffbespannung.

Triebwerk auf besonderem Träger am Brandschott befestigt. 2 Falltanks mit Sieb-Schlingerschotten im Oberdeckmittelteil. Öltank hinter Brandschott, Entlüftung durch Rückschlagventil.



Abb. 1 zu 62402. Pelikan-Schul-DD, R. K. 2.

Tragdecks trapezförmig, mit abgerundeten Enden. Oberdeck gerade durchlaufend, Unterflügel geringerer Abmessung gestaffelt an Rumpfunterkanten angeschlossen. Zwei Kasten-Längsholme aus Gurten von polnischem Kiefernholz und Birkensperrholz-Stegen; doppelt T- oder Kastenrippen als Fachwerk oder voll ausgeführt. Bis zu den Hinterholmen sperrholzbeplankt, weiter hinten Stoffbespannung. Oberdeckmittelteil durch V-Stiel, der am Vorderholm und an Rumpfober- und Unterkante, und durch dritte Strebe, die am Hinterholm und an Rumpfunterkante

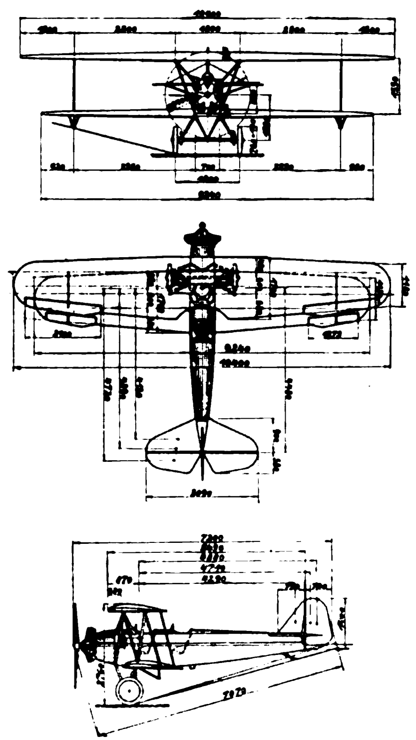


Abb. 2 zu 62402. Pelikan-Schul-DD, R. K. 2.

angreift, getragen; nahe der Flügelenden ein N-Stiel. Querruder an allen Flügeln.

Leitwerk aus Stahlrohr mit Stoffbespannung. Im Fluge verstellbare Höhen- und Kielflosse, unentlastete Ruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse und Gummifederung. Hauptsporn aus Duralrohr, Hilfssporn aus Stahl soll beim Bruch des ersteren Schwanz vor Beschädigungen schützen und Weiterflug ermöglichen.

Spannweite	10,4 m
Länge	7,3 m
Höhe	2,6 m
Flügelfläche	26,5 m²
Motor: Siemens Sh 11	84 PS
Leergewicht	0,54 t
Zuladung	0,22 t
also Fluggewicht	0,76 t
Flächenbelastung	28,5 kg/m²
Leistungsbelastung	9,1 kg/PS
Flächenleistung	3,2 PS/m²
Geschwindigkeit	120 km/h
Landegeschwindigkeit	45 km/h
steigt auf 1 km in	10 min
Flugdauer	3 h
Schnellflugzahl	9,7 —
Weitflugzahl	4,1 —

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62402.

Flugzeuge. Heinkel-Verkehrs-DD, Muster HD 22, s. Abb., von den Ernst Heinkel Flugzeugwerken G. m. b. H., Warnemünde, gebaut.

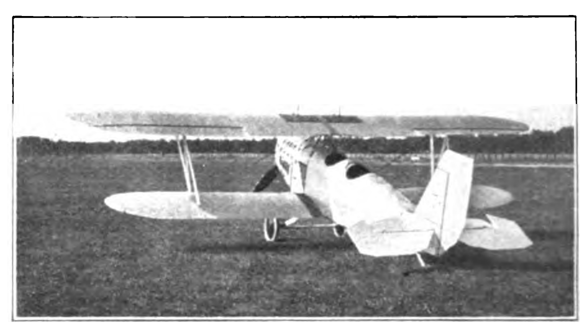


Abb. 1 zu 62403. Heinkel-Verkehrs-DD, HD 22.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitze hinter Oberdeck. Stahlrohrbau aus vier Längsholmen und Querspanten, Stoff- und Blechbekleidung.

Triebwerk im Vorderteil, nach Lösen von 4 Bolzen als Ganzes ausbaubar. Stirnkühler, Falltank im Oberdeck.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, zweiteilig; Unterflügel, derart gestaffelt, daß Vorderholm des Unter-

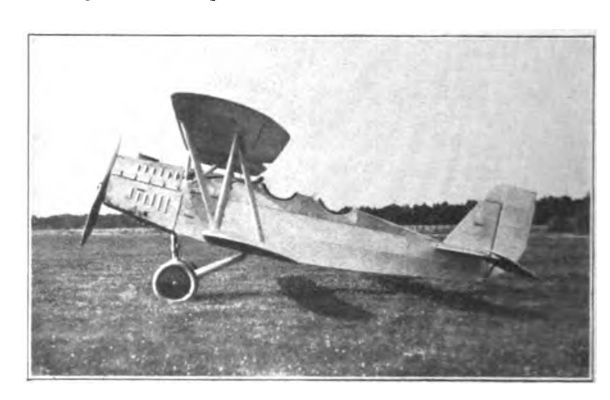


Abb. 2 zu 62403. Heinkel-Verkehrs-DD, HD 22.

flügels unter Hinterholm des Oberflügels liegt (Heinkel-Bauart! D. Ber.), seitlich an den Rumpfunterkanten angeschlossen.

Holzbau mit Stoffbespannung. Spannturm aus zwei gegeneinander geneigten N-Stielen; beiderseits, etwa in Flügelmitte, ein N-Stiel, Seilverspannung. Querruder nur an Oberflügeln.



Leitwerk aus Stahlrohr mit Stoffbespannung. Verstellbare Höhenflosse, entlastete Ruder.

Fahrgestell V-förmig, mit durchlaufender Achse, Vickers-Oleo-Stoßdämpfer im vorderen V-Stiel.

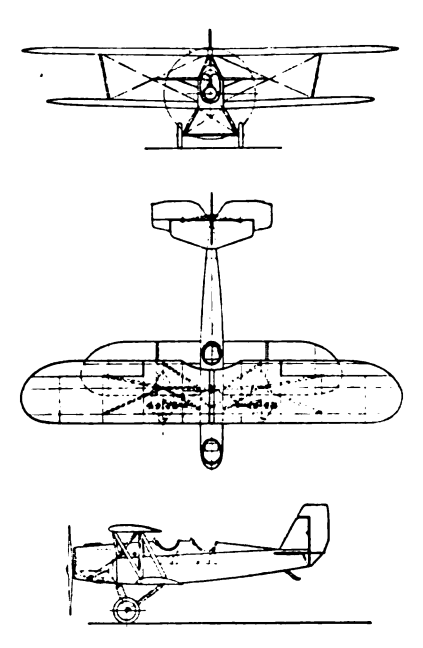


Abb. 3 zu 62403. Heinkel-Verkehrs-DD, HD 22.

Heinkel HD 22 mit	BMW IV		Siddeley-Lynx		Maß
Spannweite oben		12,0		12,0	m
» unten		10,4		10,4	m
Länge		8,3		7,65	m
Höhe		3,7		3,7	m
Flügeltiefe oben		1,75		1,75	m
» unten		1,50		1,50	m
größte Rumpfbreite		0,86		0,86	m
Flügelfläche		35,1		35,1	m²
Leistung		240		170	PS
Leergewicht		1,25		1,08	t
Brennstoff	220		170		kg
Besatzung	170		170		kg
Dienstfüllung	50		15		kg
Ausrüstung	60		65		kg
also Zuladung		0,50		0,42	t
daher Fluggewicht		1,75		1,50	t
Flächenbelastung		49,9		42,8	kg/m²
Leistungsbelastung		7,3		8,8	kg/PS
Flächenleistung		6,8		4,8	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit		195		160	km/h
Geschwindigkeit am Boden		180		160	km/h
Landegeschwindigkeit		82		77	km/h
steigt auf 1 km in		7		10,8	min
Gipfelhöhe		5		3	km
Schnellflugzahl		19,5		15,2	—
Weitflugzahl		5,3		5,2	—
Hochflugzahl		7,2		5,4	—
Flugdauer		4		4	h

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62403.

Flugzeuge. Heinkel-Luftbild und F.T.-Anderthalbdecker, Muster HD 20, s. Abb., von den Ernst Heinkel Flugzeugwerken G. m. b. H., Warnemünde, für Luftbildaufnahmen und F.T.-Versuche gebaut.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Oberseite stark gewölbt. Beobachtersitz kanzelartig in Rumpfnase. Führersitz hinter Tragdeckhinterkanten. Zwischen den Sitzen Lichtbild- und F.T.-Einrichtung. Stahlrohrbau aus vier Längsholmen, Stoffbespannung.

Triebwerk: Die beiden Motoren sind seitlich in je einer besonderen Gondel gelagert, die durch Streben mit Unterflügel und Rumpfoberkante verbunden ist. Nach Lösen von 4 Bolzen können die Motorengondeln als Ganzes ausgebaut werden. Falltanks im Oberdeck. Zugschrauben.

Tragdecks: Oberdeck gerade durchlaufend, zweiteilig; die beiden Oberflügel sind gelenkig an Spannturm aus zwei gegeneinander geneigten N-Streben angeschlossen. Unterflügel geringerer Abmessung, stark gestaffelt, sind gelenkig an den Rumpfunterkanten befestigt. Ein schräger V-Stiel, keine Verspannung. Holzbau mit Stoffbespannung. Querruder nur an Oberflügeln.

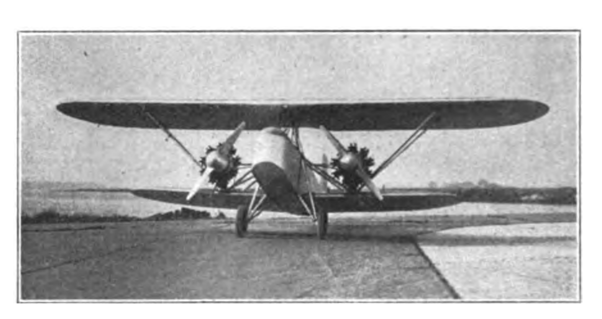


Abb. 1 zu 62404. Heinkel-Luftbild-DD, HD 20.



Abb. 2 zu 62404. Heinkel-Luftbild-DD, HD 20.

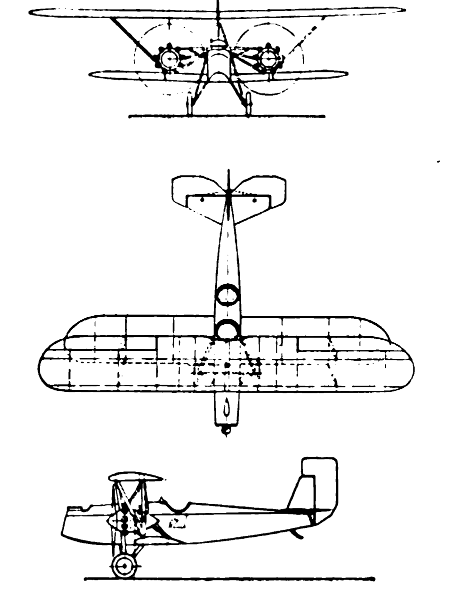


Abb. 3 zu 62404.

Abb. 1 bis 3 zu 62404. Heinkel-Luftbild-DD, HD 20.

Leitwerk: entlastete Höhen- und Seitenruder, im Fluge einstellbare Kiel- und Höhenflosse.

Fahrgestell V-förmig, durch dritte Strebe gegen Rumpfoberkante abgestützt. Radinnenfederung. An Stelle des Fahrgestelles kann ein Schwimmgestell angeschlossen werden.

Spannweite oben	12,8	m
» unten	8,8	m
Länge	9,45	m
Höhe	3,94	m
Flügeltiefe oben	2,1	m
» unten	1,8	m
Flügelfläche	39,8	m²
Motor: Wright-Whirlwind	2 × 200	PS
Leergewicht	1,32	t
Zuladung	0,65	t
also Fluggewicht	1,97	t
Flächenbelastung	49,5	kg/m²
Leistungsbelastung	4,9	kg/PS
Flächenleistung	10,1	PS/m²
Wagerechtgeschwindigkeit	195	km/h
Landegeschwindigkeit	85	km/h
steigt auf 1 km in	3,5	min
» » 2 km in	7,5	min
Gipfelhöhe	6	km
Schnellflugzahl	13,1	—
Weitflugzahl	3,5	—
Hochflugzahl	8,5	—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62404.

Flugzeuge. Schul-DD, Muster DLFWB 1, s. Abb., von dem Raab-Katzenstein Flugzeugwerk G. m. b. H., Cassel-B. Neubau des LVG BIII-DD mit einigen Verbesserungen.



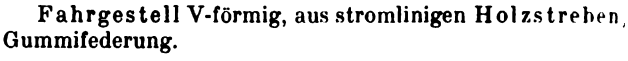
Abb. 1 zu 62405. Schul-DD, DLFWB 1.

Rumpf rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei unmittelbar hintereinander liegende Sitze mit Doppelsteuerung, die vom hinten liegenden Führersitz durch einen Griff ausgerückt werden kann. 4 Kiefernlängsholme, im Vorderteil Esche, 2 Hilfsholme neben den Sitzen, Sperrholzspanten und Sperrholzbeplankung.

Triebwerk im Vorderteil auf Eschenholzträgern, gegen Rumpf durch blechbeschlagenes Brandschott abgetrennt. Stirnkühler vor Tragdeckvorderkante am Spannturm befestigt. Brennstoffdrucktank unter vorderem Sitz, Förderung durch vom Motor angetriebene Luftpumpe oder durch Handluftpumpe.

Tragdecks: Oberflügel in V-Stellung am Spannturm angeschlossen, Unterflügel geringerer Abmessung an Rumpfunterkanten. Die gegenüberliegenden Anschlußpunkte der Unterflügelholme sind durch durchlaufende Rohre miteinander verbunden, in die die Endbeschläge entsprechend der gewünschten Einstellung ein- und ausgeschraubt werden können. Die Schraubspindeln der Beschläge sind durch Gegenmuttern gesichert. Zwei Kiefernholzlängsholme, Sperrholzrippen, Druckstiele, Drahtinnenauskreuzung, Stoffbespannung. Beiderseits zwei Stielpaare aus Kiefernholz mit Stahlblechbeschlägen. Verspannung in vorderer und hinterer Holmebene und Tiefenkreuzverspannung. Querruder nur an Oberflügeln.

Leitwerk gewöhnlich, entlastete Ruder.



Fahrgestell V-förmig, aus stromlinigen Holzstreben, Gummifederung.

Spannweite	12,50	m
Länge	8,00	m
Höhe	3,10	m

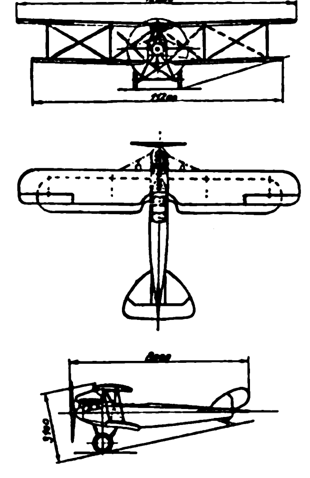


Abb. 2 zu 62405. Schul-DD, DLFWB 1.

Flügelfläche	32,4	m²
Motor: Mercedes	100	PS
Leergewicht	0,70	t
Zuladung	0,28	t
also Fluggewicht	0,98	t
Flächenbelastung	30,2	kg/m²
Leistungsbelastung	9,8	kg/PS
Flächenleistung	3,1	PS/m²
Flugdauer	2,5	h

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62405.

Flugzeuge. Deicke-Ente, mit der schon 1922 Flugversuche unternommen wurden, die aber wegen Schwierigkeiten an dem eingebauten Anzani-Motor abgebrochen werden mußten. Nach Einbau eines Deicke-Motors (vgl. 62408) sollen jetzt neue Flugversuche gemacht werden.

Rumpf rechteckig, hinten Spitze, Oberseite gerade durchlaufend, Unterseite vorne und hinten stark hochgezogen. Führersitz vor Tragdeckvorderkante.

Triebwerk im Rumpfende, Druckschraube.

Tragdeck gerade durchlaufend, freitragend, unmittelbar vor dem Motor auf Rumpfoberseite. Querruder an den Außenenden.

Leitwerk in Rumpfnase, auf Oberseite aufgesetztes Seitenruder, zweiteiliges Höhenruder, feste Kielflosse unter Rumpfhinterende.

— Deicke-Ente und Deicke-Motor; Flugsport 18, Nr. 27 vom 13. Oktober 1926, S. 413 bis 414 (2 S., 5 Lichtb., 1 Skizze). *H.* 62406.

Flugzeuge. Arado-Schul- und Übungs-DD, Muster SC 1, s. Abb. 1 bis 7, von der Arado G. m. b. H., Werft Warnemünde, gebaut.



Abb. 1 zu 62407. Arado SC 1.



Rumpf, s. Abb. 3, rechteckig, hinten senkrechte Schneide. Zwei hintereinanderliegende Sitzplätze mit verstellbaren Duraluminblech-Sitzen hinter ausgeschnittener

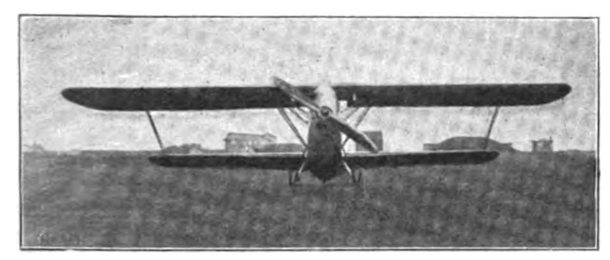


Abb. 2 zu 62407 Arado SC 1.

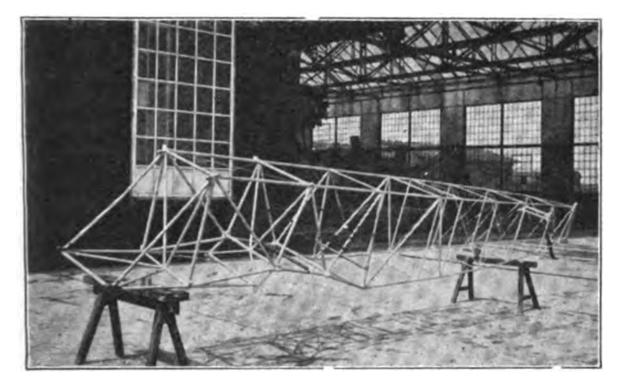


Abb. 3 zu 62407. Arado SC 1. Rumpfgerüst.

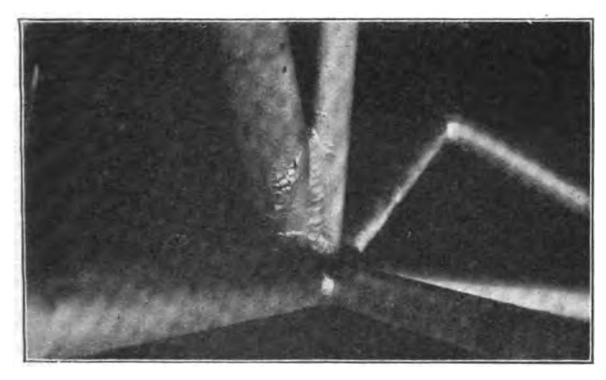


Abb. 4 zu 62407. Arado SC 1. Beanspruchter Knotenpunkt, dessen Aluminium-Feuerbronze abplatzt.

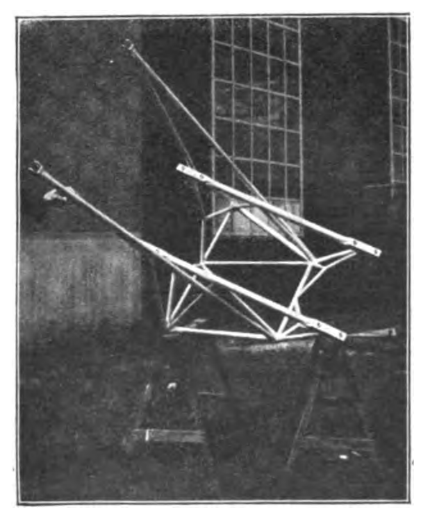


Abb. 5 zu 62407. Arado SC 1. Motorträger.

Hinterkante des Oberdecks. Geschweißter Stahlrohrbau; bis zum hinteren Sitz durch Rohre, weiter hinten durch Stahldraht ausgekreuzt. Alle Anschlußpunkte als Kastenbeschläge. Rumpf, Leitwerk, Motorbock sowie alle geschweißten Beschläge sind mit Aluminium-Feuerbronze getrieben, die bei geringen Deformationen abplatzt (s. Abb. 4).

Triebwerk im Vorderteil auf besonderem Träger (s. Abb. 5), mit 4 Bolzen am Rumpfgerüst befestigt, nach Lösen dieser als Ganzes ausbaubar. Luft- und wassergekühlte Motoren von 200 bis 400 PS mit einem Höchst-

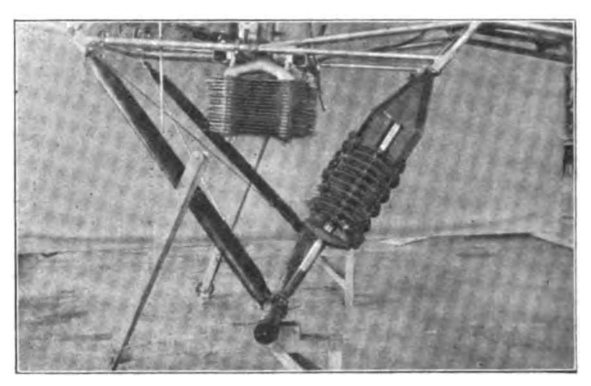


Abb. 6 zu 62407. Arado SC 1. Fahrgestell.

gewicht von 380 kg können eingebaut werden. Je zwei Haupt- und zwei Hilfsfalltanks im Baldachin. Brandschott zwischen Motor und Rumpf.

Tragdecks: Oberflügel gelenkig am abnehmbaren Baldachin, Unterflügel geringer Abmessung seitlich der Rumpfunterkanten angeschlossen. Starke Staffelung, keine V- und Pfeil-Stellung. Spruce-Kastenholme. Zur Ausschaltung von Holzfehlern sind die Gurte aus einzelnen,

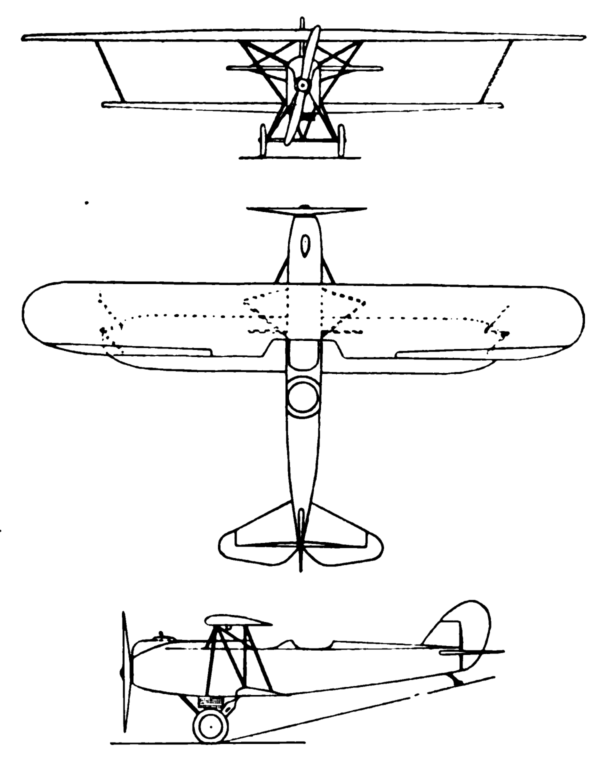


Abb. 7 zu 62407. Arado SC 1.

10 mm starken Lamellen, deren Schäftungen 1 bis 2 m versetzt sind, verleimt. Rippen aus Sperrholzstegen und Lindenholzgurten. Flügelnase und -unterseite bis zum Hinterholm sperrholzbeplankt, sonst Stoffbespannung. Baldachin durch V-Stiel mit Rumpfoberkanten, durch zwei Einzelstiele mit Rumpfunterkanten verbunden. An den Flügelenden ein schräger N-Stiel. Querruder nur an Oberflügeln.



Flügelaufhängungs- und Endstielbeschläge aus Duralumin mit eingesetzten Stahlbuchsen.

Leitwerk gewöhnlich, entlastete Ruder.

Fahrgestell V-förmig, durchlaufende Achse, Gummifederung im hinteren V-Stiel, s. Abb. 6.

Spannweite oben	12,82	m
» unten	9,14	m
Länge	9,70	m
Höhe	3,10	m
Flügelfläche oben	19,60	m²
» unten	9,72	m²
Gesamtflügelfläche	29,32	m²
Höhenleitwerk	3,38	m²
Seitenleitwerk	1,44	m²
Motor: BMW IV	230	PS
Leergewicht	1,00	t
Zuladung	0,50	t
also Fluggewicht	1,50	t
Flächenbelastung	51,2	kg/m²
Leistungsbelastung	6,5	kg/PS
Flächenleistung	7,9	PS/m²
Höchstgeschwindigkeit	183	km/h
Landegeschwindigkeit	85	km/h
steigt von 1 km auf 2 km in	4,5	min
Gipfelhöhe	5,2	km
Flugweite	6	h
Schnellflugzahl	13,8	—
Weitflugzahl	4,4	—
Hochflugzahl	6,5	—

— Bericht nach Angaben der Firma. *H.* 62407.

Motoren. Deicke-Motor, s. Abb., von A. Deicke für sein Entenflugzeug gebaut.

Zylinder liegend an Kurbelgehäuse angeschlossen. Gegenläufige Kurbelwellen, die über ein Getriebe mit Untersetzung 1:3 Schraubenwelle antreiben, s. Abb.

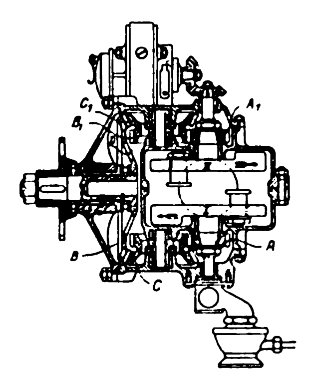



Abb. 1 zu 62408. Deicke-Motor.

Motor arbeitet nach dem Zweitaktverfahren mit Ventilsteuerung.

Bohrung	70	mm
Hub	70	mm
Zylinderzahl	2	
Zylinderinhalt	0,538	l
Verdichtungsverhältnis	1:6,6	
Gewicht	22	kg

— Deicke-Ente und Deicke-Motor; Flugsport 18, Nr. 21 vom 13. Okt. 1926, S. 413 bis 414 (2 S., 5 Lichtb., 1 Skizze). *H.* 62408.

Motoren. 450 PS-BMW-Motor, Muster VI, s. Abb. 1 bis 3, vgl. 61916. Aus dem einreihigen, sechszylindrigen BMW IV dadurch entwickelt, daß zwei Sechszylinderreihen in V-Stellung nebeneinander angeordnet sind. Bis auf Kurbelgehäuse, Kurbelwelle und Schubstangen sind fast alle anderen Teile der beiden Motoren austauschbar.

Stahlzylinder mit aufgeschweißten Stahlblech-Kühlmänteln.

Gehäuse zweiteilig, aus Aluminiumguß. Durch die hohlen Querrippen wird vom Vergaser Frischluft angesaugt; dadurch gute Kühlung des Gehäuses und Vorwärmung der Luft. Diese wird außerdem durch ein Mantelblech an den Außenverrippungen des Gehäusebodens, der als Ölkammer dient, vorbeigeführt.

Kolben aus Aluminium.

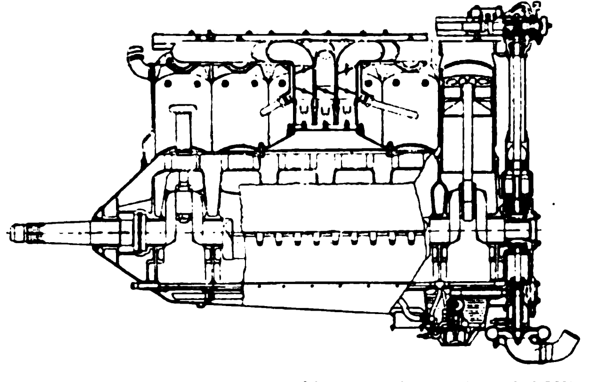
Hauptschubstangen laufen auf der Kurbelwelle in Rollenlagern; Nebenschubstangen sind an ihnen angelenkt und gleichfalls rollengelagert.

Kurbelwelle in 8 Gleitlagern und einem Rollendrucklager.

Ventile, hängende, durch über ihnen liegende Steuerwelle, Kipphebel und zwei ineinanderliegende Zylinderfedern betätigt. Die Steuerwellen werden durch Kegelräder auf der Hinterseite angetrieben, die gleichzeitig die Zündmagnete treiben.

Dekompressionsvorrichtung besteht darin, daß die Steuerwelle in Achsrichtung verschoben werden kann, wodurch Dekompressionsnocken in Tätigkeit treten, die teilweises Ausströmen des Gemisches während des Verdichtens ermöglichen.

Höhenvergaser liegt zwischen den beiden Zylinderreihen, er besteht aus 2 Schwimmerkammern und 3 Ansaugstutzen mit 5 Drosselklappen, s. Abb. 2. Die 3 Klappen *10, 13* und *14* werden beim gewöhnlichen Flug in geringer Höhe benutzt und durch den Hebel *17* bedient. Die Klappen *11* und *12* haben am Umfang Schlitze, so daß Frischluft immer durchtreten kann. Höhengas wird durch Hebel *19* gegeben, durch den diese Klappen betätigt werden; gleichzeitig hiermit werden durch das Gestänge *23* die drei Vorschaltdüsen *20* und *21* gesteuert, so daß gleichbleibende Leistung bis zu 2,7 km Höhe erreicht werden kann, s. Abb. 3. Der Vergaser besitzt noch eine Leerlaufdüse *25*; das Gehäuse ist von einem Mantel umgeben, so daß warmes Kühlwasser gegen Einfrieren schützen kann.


Abb. 1 zu 62409. 450 PS-BMW VI.

Umlaufschmierung durch hohle Kurbel- und Steuerwellen mittels Kolbenpumpe, die durch senkrechte Welle und Kegelräder angetrieben wird; eine Niveaupumpe verhindert Vollaufen des vorderen Kurbelgehäuses bei steilen Gleit- oder Sturzflügen.

Zylinderzahl	12	
Bohrung	160	mm
Hub	190	mm
Verdichtungsverhältnis	1:6	
Dauerleistung	450	PS
Höchstleistung	600	PS
Drehzahl der Dauerleistung	1300	U/min
Drehzahl der Höchstleistung	1600	U/min
Einheitsbrennstoffverbrauch	0,225	kg/PSh
Einheitsölverbrauch	0,015	kg/PSh
Gewicht ohne Wasser, Öl, Nabe und Auspufftopf	505	kg

Gewicht vollständig	840	kg
Leistungsgewicht . . . 1,13 bzw.	1,87	kg/PS
Wasserinhalt des Motors	19	kg
Ölinhalt des Motorgehäuses . . .	6	kg
Schraubennabe	12	kg

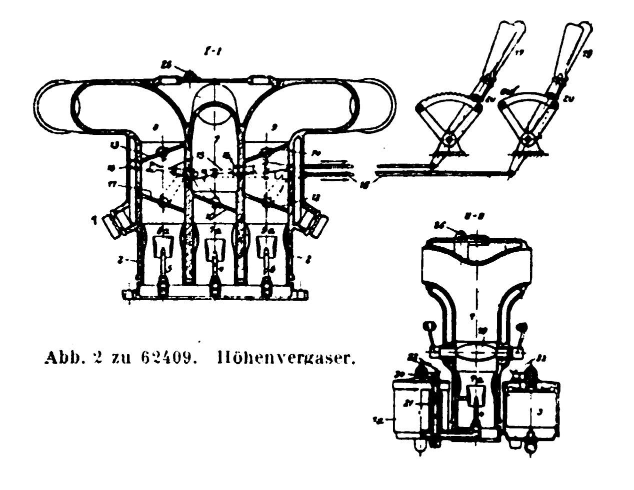
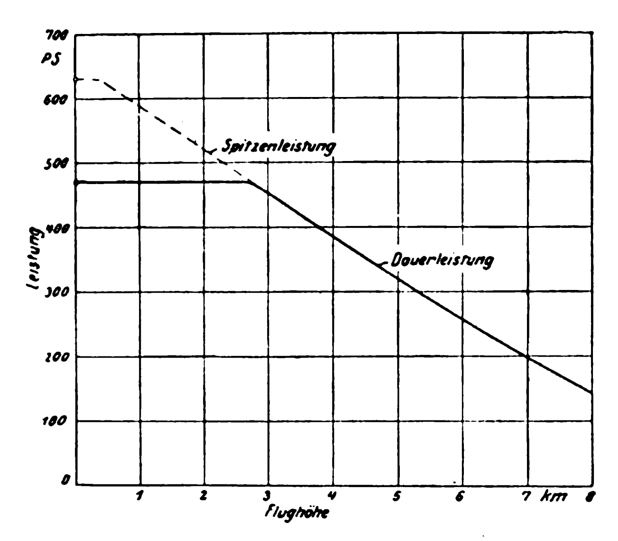


Abb. 2 zu 62409. Höhenvergaser.



Leistungskurve des Bayern-Flugmotors BMW II (Verdichtungsverhältnis 6:1) abhängig von der Flughöhe

Abb. 3 zu 62409.

— *Fischer-Skopnik*, Der neue BMW-Flugmotor Muster VI der Bayerischen Motoren-Werke in München; IFW 8, Nr. 19 vom 16. Sept. 1926, S. 438 bis 440 (5 Sp., 2 Lichtb., 3 Schaub.).

— Un moteur à régime lent: le BMW. VI; L'Aéronautique 8, Nr. 88 vom Sept. 1926, S. 292 bis 294 (5 Sp., 3 Lichtb., 2 Skizzen). *H.* 62409.

Motorteile. Abgasturbinen sollen nach dem Vorbilde der Dampfmaschinen die entweichenden Abgase in einem Niederdruckteil ausnutzen, doch entstehen, wie bei zu weit getriebener Expansion in Niederdruckzylindern, Schwierigkeiten, die durch Erhöhen des Verdichtungsgrades umgangen werden können. Den ersten klar umrissenen, das heutige Anwendungsgebiet der Abgasturbine erschöpfenden Vorschlag machte der Schweizer Büchi, der die Vereinigung eines Kolben-Motors mit nachgeschalteter Abgasturbine und mehrstufigem Turboverdichter aufweist. Er ist demnach als Erfinder des Abgasturboverdichters anzusprechen und nicht Rateau, der diese Erfindung nur zum Antrieb eines Vorverdichters für Höhenmotoren, vgl. 62411, anwandte.

Die aus den Abgasen erzielbare Nutzbarkeit wird meist überschätzt. Das Druck-Volumen und das Entropie-Diagramm zeigen, daß die nutzbaren Flächen sehr gering sind. Rechnerisch läßt sich der als Strömungsenergie aus den Abgasen gewinnbare Wärmeanteil durch das Verhältnis Strömungsenergie der Abgase zum Gesamtwärmeinhalt der Abgase darstellen. Bei Berücksichtigung des bei Gleichraumturbinen mit stark wechselnden Geschwindigkeiten geringen Wirkungsgrades von 0,6 könnte man bestenfalls 4 vH des zugeführten Brennstoffes ausnützen und so die Brennstoffkosten um 4 vH verringern. Verwendet man eine Gleichdruckturbine, deren Wirkungsgrad etwa bei 0,7 liegt, wäre eine weitere Leistungserhöhung möglich, doch muß dann der in der Auspuffleitung vorhandene Gegendruck vom Kolben überwunden werden; die höhere Leistung der Abgasturbine mußte also durch geringere Leistung der Kolbenmaschine erkauft werden. Für Zweitaktmotoren ist dies auch ungünstig, weil die Spülluft den höheren Abgasdruck überwinden müßte. Bei Viertaktmotoren entstehen wegen der höheren Temperaturen Kühlschwierigkeiten, vor allem an den Auslaßventilen. Dies ist besonders bei Flugmotoren unangenehm, doch hat die Anordnung einer Abgasturbine nur zum Antrieb eines Vorverdichters bei einem Flugmotor einen Wert.

— *A. E. Thiemann*, Abgasturbinen; Der Motorwagen 24, Nr. 28 vom 10. Oktober 1926, S. 661 bis 664 (8 Sp., 2 Lichtb., 4 Schaub.). *H.* 62410.

Motorteile. Abgas-Turboverdichter. Die indizierte Leistung einer »Brennkraftmaschine« ist dem in der Zeiteinheit angesaugten Luftgewicht verhältig; dieses beträgt bei Flugmotoren rd. 1 g/PSe. Es nimmt mit zunehmender Flughöhe infolge der geringeren Luftdichte ab, folglich auch die Leistung, diese aber stärker wegen der gleichbleibenden mechanischen Verluste. Überverdichtung (und Überbemessung? D. Ber.) zum Erzielen größerer Flughöhen anzuwenden, ist unzweckmäßig, weil ein höheres Verdichtungsverhältnis als 7:1 zu schwere Triebwerksteile und ungünstige Gestaltung des Verbrennungsraumes bedingt; ferner weil der überverdichtende Motor in Bodennähe stark gedrosselt werden muß.

Die Lösung des Höhenmotors ergibt die Vorverdichtung der Ladeluft. In Deutschland ist schon während des Krieges ein von der Kurbelwelle angetriebener Vorverdichter entwickelt worden. In Frankreich wird von Rateau, in Amerika von Moss (General Electric Co.) eine Abgasturbine mit einstufigem Turboverdichter gebaut.

Da die Abgase um das mitgeführte Brennstoffgewicht, also um rd. 5 bis 6 vH, schwerer sind als die angesaugte Luft, falls keine Verluste durch Ventile und Rohrleitungen eintreten, so ist, wenn der Temperaturunterschied zwischen Auspuffsammler und Außenluft 770° beträgt, das Volumen der Abgase rd. viermal so groß wie das angesaugte Luftvolumen; diese Abgase müßten nach Rateau die vierfache Luftmenge auf Bodendruck verdichten können. Es würde also ein Gesamtwirkungsgrad von 25 vH für Abgasturbine und Turboverdichter genügen, um die Frischluft auf 1 at zu halten. Da der Gesamtwirkungsgrad der Anlage 27 vH betragen soll, wäre die Lösung des Problems gesichert. Nach englischen Berichten beträgt der Wirkungsgrad aber nur 22,5 vH, ferner ist es infolge von Verlusten nötig, für 1 kg Abgas mindestens 1,05 kg Frischluft zu verdichten. Hierzu reicht die reine Strömungsenergie der Abgase nicht mehr aus; es ist vielmehr ein entsprechender Druck im Auspuffsammler notwendig (vgl. 62410). Dieser erhöht aber die Temperatur der Abgase beträchtlich, und er vermindert infolge Rückexpansion des Abgaserestes im Zylinderkopf die Motorleistung viel mehr, als eine entsprechende Steigerung des Vorverdichtungsdruckes sie erhöht.

Die aus 1 kg Abgas gewinnbare Arbeit sinkt wegen dieses Gegendruckes, der mit der Höhe gesteigert werden muß; auch fällt der Wirkungsgrad des Schleuderrades

infolge der durch das größere Verdichtungsverhältnis vergrößerten Umfangsgeschwindigkeit. Der Vorverdichtungsdruck wird also unter 1 at sinken. Oberhalb einer gewissen Grenzhöhe sinkt also die Motorleistung auch bei Verwendung eines Abgasturboverdichters mit der Luftdichte. Es wird also das Leistungsniveau eines Flugmotors durch sie nur um eine gewisse Höhe gehoben (? D. Ber.).

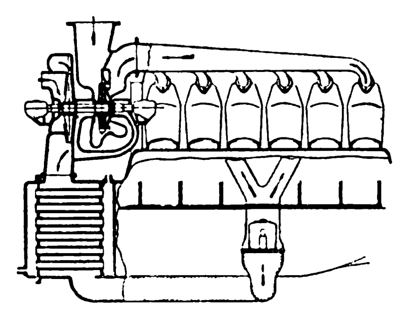


Abb. 1 zu 62411. Rateau-Abgasturbine.

Nach Versuchen ist es unwahrscheinlich, daß eine Abgasturbine, selbst mit einem Gesamtwirkungsgrad von 25 vH, die Bodenleistung eines Motors bis zu 4 km Höhe konstant hält (? D. Ber.).

Die völlige Lösung der Höhenmotor-Aufgabe bringt also der Abgasturboverdichter keineswegs, wenn auch die Flugleistungen erheblich verbessert werden.

Daß nach den Rekordleistungen der Abgasturbine das amerikanische und französische Heer sie noch nicht allgemein einführen, ist auffällig; die englische Heeresverwaltung hat die Abgasturbine ganz abgelehnt.

Die auftretenden hohen Temperaturen sind sowohl für den Motor, besonders aber für die Turbine selbst gefährlich; die Läuferwelle arbeitet auf der einen Seite in + 650°, auf der anderen in — 50°; hierbei kann durch Verziehen, Änderung der kritischen Drehzahl usw. der Betrieb sehr gefährdet werden.

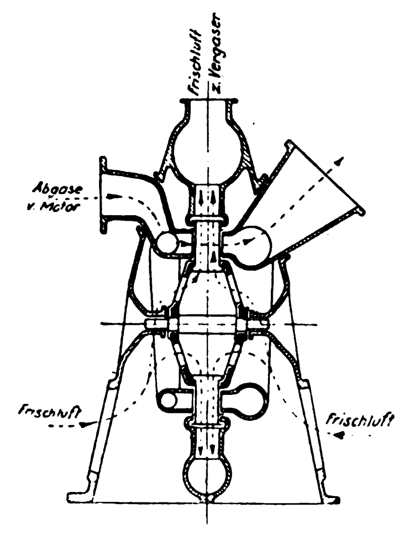


Abb. 2 zu 62411. Lorenzen-Abgasturboverdichter.

Abgasturboverdichter der General Electric Co. für einen 300-PS-Motor:

Turbinenlaufrad aus Wolframstahl, Schaufeln aus dem vollen Läufer gefräst.

Verdichter mit 9 Schaufeln aus Ni-Stahl.

Gehäuse des Vorverdichters aus Aluminium, das der Turbine aus Stahl.

Durchmesser des Turbinenlaufrades	170 mm
» des Verdichters	242 mm
Lagermittenentfernung	330 mm
Drehzahl	30000 U/min
erste kritische Drehzahl bei	8000 U/min
zweite kritische Drehzahl bei	27000 U/min
Gewicht einer Turbinenradschaufel	4,3 g
Gewicht der Abgasturbine, nackt	23 kg
Gesamtgewicht mit R0hrleitunge, Kühler, Auspuffsammler, Kontrollarmatur	80 kg

Der Rateau-Abgasturbine, s. Abb. 1, ist ähnlich aufgebaut.

Die Lorenzen-Abgasturboverdichter, s. Abb. 2, benutzt das Turbinenlaufrad gleichzeitig als Schleuderrad für die zu verdichtende Frischluft, die durch die hohen Turbinenschaufeln radial austritt. Hierdurch wird eine gute Kühlung des Läufers erreicht, dessen Betriebstemperaturen zwischen 300° und 400° liegen.

— *A. E. Thiemann*, Abgasturbinen für Flugmotoren; Der Motorwagen **24**, Nr. 28 vom 10. Oktober 1926, S. 664 bis 671 (12 Sp., 3 Skizzen, 7 Lichtb., 2 Zeichn., 4 Schaub., 1 Zahlentaf.). *H.*, *E.* 62411.

Strömung. Die Kraftlinien der Flüssigkeitsströmung um einen ruhenden Zylinder, das sind die Stromlinien bezogen auf den Körper, werden bei konformer Abbildung des Zylinderumrisses, im Gegensatz zu den Stromlinien, im allgemeinen nicht in die entsprechenden Kraftlinien übergeführt.

Nur beim winkeltreuen Übergang vom Kreis zur Ellipse bleibt auch der Winkel zwischen Kraftlinien und Zylinderumriß erhalten. Das Kraftliniensystem ist allen konfokalen Ellipsen gemeinsam, gehört jedoch bei jeder Ellipse der konfokalen Schar zu einer anderen Bewegungsrichtung, außer bei Anströmung längs der großen oder der kleinen Achse. Auch für eine ebene Platte ist das System von der Richtung unabhängig!

Die geometrische Abbildung der Kraftlinien für den Kreis auf die Ellipse gelingt durch ein zeichnerisches Verfahren.

— *Wilhelm Müller*, Stromlinien und Kraftlinien in der konformen Abbildung; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik **6**, Nr. 4 vom Aug. 1926, S. 284 bis 291 (7½ Sp., 1 Skizze, 4 Strom- und Kraftlinienbilder, Formelrechnungen). *E.* 62412.

Strömung. Luftkräfte an gegebenen Tragflügelschnitten lassen sich unter Annahme wirbelfreier Strömung berechnen, wenn man das Flügelprofil durch eine solche Funktion konform abbildet, die ein eigentliches bzw. ein erweitertes Joukowskyprofil in einen Kreis überführen würde, falls man nur den Punkt im Innern des Schnitts und nahe seinem Vorderteil, der bei der Umformung der hinteren Spitze entspricht, richtig gewählt hat. Abweichende Profile werden dann in »kreisähnliche Gebilde« übergeführt. Diese sind im Bildpunkt der Profilspitze einem Kreise am ähnlichsten. Nach dem Verfahren von Bieberbach ergibt sich nun eine Potenzreihe mit negativen Exponenten, die das kreisähnliche Gebilde in einen Kreis überführt. Dabei ist es zweimal zu »spiegeln« an einem flächengleichen Kreis, der es in jenem Bildpunkt berührt.

Zur Umrechnung gegebener Profile sind praktisch die drei ersten Glieder der Potenzreihe zu verwenden. Wegen der Unsicherheit in den Abschätzungen gelingt es nur die Ausbeulungen des kreisähnlichen Gebildes abzuschwächen, so daß drei Viertel des Bereichrandes durch einen Kreis angenähert werden können; dieser wird als Bildkreis gewählt.

Die für ihn berechneten Auftriebsbeizahlen stimmen für drei Beispiele, Göttinger Flügelschnitte, mit den Messungen gut überein, wenn nicht der Gegenpunkt zur Profilspitze absichtlich falsch gewählt war. Die Momentenbeizahlen weichen, abhängig von den Anstellwinkeln aufgetragen, stark von den Messungen ab; in der üblichen Darstellung: Auftriebsbeizahl abhängig von Momenten-

beizahl stimmen Näherungsrechnung und Versuch gut überein. Die Verschiedenheit des Momentenbezugspunktes von Rechnung und Messung fälscht das Ergebnis um 0,4 vH.

— *Fritz Höhndorf*, Verfahren zur Berechnung des Auftriebs gegebener Tragflächen-Profile; Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik **6**; Nr. 4 vom August 1926, S. 265 bis 283 (19 S., 8 Skizz. zur konformen Abbildung, 3 Zeichn. von Beispiel-Profilen, 6 Schaub. d. Ergebn., 5 Zahltaf., Formelrechnungen nebst Zusammenstellung der bekannten Rechenverfahren). *E.* 62413.

Unterricht. Auf der 89. Versammlung der Gesellschaft Deutscher Naturforscher und Ärzte in Düsseldorf, September 1926, faßte der Hauptvorstand folgende Entschließung:

»Die Gesellschaft Deutscher Naturforscher und Ärzte hat mit Sorge bemerkt, daß bei der Neuordnung in verschiedenen Staaten des Deutschen Reiches eine Zurückdrängung der Naturwissenschaften und der Methematik stattgefunden hat, durch die wesentliche Teile der Stellung verlorengegangen sind, die sich diese Wissenschaften im Bildungswesen des deutschen Volkes mit Recht erworben hatten.

Mit Nachdruck weist die Gesellschaft Deutscher Naturforscher und Ärzte darauf hin, daß die Ausbildung der Mediziner, Naturwissenschaftler, Techniker und Wirtschaftsführer ohne einen gegenüber dem jetzigen Zustand vermehrten Anteil der Mathematik und der Naturwissenschaft an der Unterrichtszeit aller Schulgattungen gefährdet wird, daß aber auch in der Bildung des gesamten Volkes die Naturwissenschaften und die Methematik als Kulturfächer ersten Ranges ihren gebührenden Platz beanspruchen.

Die Gesellschaft Deutscher Naturforscher und Ärzte richtet daher an die Regierungen und die Volksvertretungen der Länder in vollem Bewußtsein der ihr als Vertreterin der Gesamtheit der deutschen Naturforscher und Ärzte zustehenden Verantwortung die Aufforderung, nicht weiter zu gehen auf einer Bahn, die wesentliche Teile deutscher Kultur, Bildung und Leistung bedroht, vielmehr die bisher bereits eingetretene Schädigung baldigst zu beheben.«

— Sonderbericht. *H.* 62414.

Unterricht. Die russischen Modell- und Segelflugvereine wollen ihren Angehörigen, besonders den jungen Mitgliedern, planmäßigen Unterricht erteilen, um so für genügenden Nachwuchs für die flugwissenschaftlichen Anstalten Rußlands zu sorgen. Insbesondere sollen auch neuere Probleme behandelt werden: Dreh-, Schlag-, Düsen- und Nurflügelflugzeuge, Rotoren, Windmotoren und turbulente Strömung. Jeder Verein muß grundsätzlich eine eigene, selbstgebaute aerodynamische Versuchsanstalt folgenden Umfangs besitzen:

1. Kleiner Windkanal,
2. Kleines Gnosspeliuspendel,
3. Windmotoren.
4. Versuchsmodelle,
5. Meßgeräte.

— *A. Rosanof*, Neue Form der Modellflugvereine; Samolet (Das Flugzeug) **4**, Nr. 7 (33) vom Juli 1926, S. 16 (2 Sp.). *Sy.*, *H.* 62415.

Unterricht. Vorträge der Akademischen Fliegergruppe München im Wintersemester 1926/27 in den Räumen der Technischen Hochschule.

		Zeit	Hörsaal
P. Ebert .	Flugmechanik	Fr. 6^{30}—7^{45}	113
Schrön . .	Flugmotoren	Fr. 8^{00}—9^{15}	113
v. Sichart	Luftnavigation	Di. 8^{00}—9^{15}	127
Weidinger	Flugzeugbau	Di. 6^{30}—7^{45}	127

Die Gebühren betragen für die einzelne Vorlesung für das ganze Semester:

RM. 2,50 für Mitglieder der Aka-Flieg und Hauptarbeitsgemeinschaft,

RM. 4,00 für Nichtmitglieder.

Am Schluß des Semesters wird eine schriftliche Prüfung über den Stoff der Vorlesungen abgehalten.

— Bericht nach Mitteilung der Aka-Flieg München. *H.* 62416.

Weltrekorde. Von der Fédération Aéronautique Internationale anerkannte Weltrekorde, vgl. 60824, 61413, 62231.

Klasse C: Motor-Landflugzeuge.

Art des Rekordes	Nutzlast kg	Rekordwert	Führer	Land	Flugzeug	Motor	Leistung PS	Ort	Datum
Größte in einer Richtung zurückgel. Entfernung ohne Zwischenlandung	—	5174 km	Challe u. Weiser	Frankreich	Breguet 19 A 2	Farman	500	Le Bourget—Bender-Abbas	16. u. 17. Sept. 1926
Höhe	—	12,442 km	Callizo	»	Blériot-Spad 61	Lorraine	450		23. Aug. 1926
Dauer	2000	4h4min $13^{1}/_{5}$ s	Bajac	»	Lioré-Olivier	Jupiter	2 × 420		16. Sept. 1926
Entfernung	2000	500 km	»	»	»	»	2 × 420		»
Höchsgeschw. üb. 100 km	2000	150,300 km/h	»	»	»	»	2 × 420		»
» » 500 »	2000	147,511 km/h	»	»	»	»	2 × 420		
Entfernung	250	1000 km	Lasne	»	Nieuport-Delage 42 C 1	Hispano-Suiza	500	Villacoublay	14. Mai 1926
Höchstgeschw. üb. 1000 km	250	235,997 km/h	»	»	»	»	500	»	»
Entfernung	500	1000 km	»	»	»	»	500	»	»
Höchstgeschw. üb. 1000 km	500	235,997 km/h	»	»	»	»	500	»	»

Klasse C bis: Wasserflugzeuge.

Höhe	500	5,475 km	Darque	Frankreich	Schreck F. B. A.	Lorraine	450		15. Sept. 1926

— L'air 8, Nr. 158, 162, 165, 166, 167 vom 1. Juli, 1. Aug., 15. Sept., 1. Okt., 15. Okt. 1926. *H.* 62417



Wettbewerb. Ford-Zuverlässigkeits-Wettbewerb 1926, vgl. 62234.

In 15 Tagen mußten 4100 km in Streckenflügen zurückgelegt werden, also im Durchschnitt 270 km Tagesleistung. 25 Flugzeuge nahmen am Wettbewerb teil, 19 beendeten ihn. Der dreimotorige Ford-Verkehrs-HD (vgl. 62207) mußte notlanden, da am 12. Tag die Steuerbordschraube (Metallschraube!) auseinanderflog, der gesamte, unter dem Flügel aufgehängte Motor herausgerissen wurde, wobei die rechte Fahrgestellhälfte ebenfalls verlorenging. Beim Weiterflug zeigten sich immer stärker werdende Schwingungen am Backbordmotor, bis dieser kurz vor der Landung mit der linken Fahrgestellhälfte ebenfalls verlorenging. Der Führer, R. W. Schröder, landete ohne Fahrgestell; verletzt wurde niemand. Als Fluggast befand sich ein Vertreter des Handelssekretärs an Bord.

— The Start of the Airplane Reliability Tour; Aviation **21**, Nr. 7 vom 16. August 1926, S. 287 bis 292 (10 Sp., 18 Lichtb.);

— Progress of the Airplane Reliability Tour; Aviation **21**, Nr. 8 vom 23. August 1926, S. 323 bis 328 (7 Sp., 6 Lichtb., Zahlenang.);

— Beach in Travel Air wins Second Reliability Tour; Aviation **21**, Nr. 9 vom 30. August 1926, S. 362 bis 364 (6 Sp., 3 Lichtb., Zahlenang.). *H.* 62418.

Zahlentafel zum Ford-Zuverlässigkeits-Wettbewerb 1926.

Flugzeug	Führer	Flügelfläche	Motor	Leistung	Nutzlast	Fluggewicht	Flächenbelast.	Leistungsbelastung	Flächenleistg.	errechnete[1]) Wertungszahl	erzielte Punktzahl	Preis	Radbremse	Grund des Ausscheidens
—	—	m²	—	PS	t	t	kg/m²	kg/PS	PS/m²	—	—	—	—	—
Travel Air	W. Beach	27,4	Wright J-4	200	0,273	1,21	44,3	6,1	7,3	2,320	4043,3	1	ja	
Buhl-Verville-Airster	G. Meister	28,1	Wright J-4	200	0,364	1,33	47,4	6,7	7,1	2,320	3972,1	2	ja	
Stinson-Detroiter	E. Stinson	32,5	Wright J-4	200	0,291	1,44	44,3	7,2	6,2	1,814	2737,5	3	ja	
Waco	J. W. Livingston	26,2	Curtiss C-6	160	0,205	1,03	39,4	6,4	6,1	2,025	2672,3	4	nein	
Waco	J. P. Riddle	26,2	Hispano-Suiza	180	0,205	1,08	41,3	6,0	6,9	1,758	2587,1	5	nein	
Waco	E. G. Knapp	26,2	Curtiss C-6	160	0,205	1,02	39,0	6,4	6,1	1,597	2287,0	6	nein	
Travel Air	C. E. Clark	27,4	Hispano-Suiza	180	0,182	1,17	42,7	6,5	6,6	1,617	2230,5	7	ja	
Ryan M 1	V. Breese	24,2	Wright J-4	200	0,237	1,10	45,5	5,5	8,3	1,260	1966,3	8	nein	
Alexand. Eaglerock	R. C, Rowlands	33,4	Curtiss OX 5	90	0,164	0,92	27,5	10,2	2,7	1,570	1949,9	9	nein	
Curtiss Oriole	C. S. Jones	23,5	Curtiss C-6	160	0,164	1,07	45,5	6,7	6,8	1,186	1779,6	10	ja	
Pitcairn Flutwing	J. G, Ray	32,5	Curtiss C-6	160	0,205	1,35	41,6	8,5	4,9	1,679	1708,0	11	nein	
Pitcairn Orowing	H. F. Pitcairn	30,7	Curtiss C-6	160	0,137	0,93	30,3	5,8	5,2	1,420	1085,0	12	nein	
Swallow	C. M. Sterling	26,9	Curtiss OX 5	90	0,137	0,92	34,4	10,2	3,5	1,308	1414,2	13	nein	
Travel Air	C. S. Irvine	27,4	Curtiss OX 5	90	—	—	—	3,3	3,4	1,130	1318,7	14	nein	
Alexand. Eaglerock	J. R. Williams	33,4	Curtiss OX 5	90	0,115	0,87	26,0	9,7	2,7	1,183	1306,2	15	nein	
Woodson	P. H. Doones	28,5	Salmson	220	0,273	1,27	44,6	5,8	7,7	1,149	1273,9	16	nein	
Ford-Transport	L. Manning	51,6	Liberty 12	420	0,454	2,54	49,3	6,1	8,1	0,810	1055,5	17	nein	
Fairchild	R. H. Depew	25,5	Curtiss OX 6	160	0,118	1,04	40,8	6,5	6,3	0,808	1020,2	18	nein	
Hess	W. A. Munn	24,6	Curtiss OX 5	90	0,168	0,88	35,8	9,8	3,7	1,830	818,0	19	nein	
Ford-Transport	R. W. Schröder	62,4	Wright J-4	3 × 200	0,682	3,54	56,8	5,9	9,6	2,534	—	—	ja	Schraubenverlust. Fahrgestell beschäd.
Merenrig Arrow	H. H. Mummert	28,4	Curtiss C-6	160	0,273	1,22	43,0	7,6	5,6	2,047	—	-	nein	Fahrgestell beschäd.
Woodson	R. Hosler	28,5	Salmson	220	0,273	1,27	44,7	5,8	7,7	—	—	—	nein	Motor: Ventile, Kolben
Woodson	H. H. Gallup	28,5	Salmson	220	0,273	1,27	44,7	5,8	7,7	—	—	—	nein	Motor: Ventile
Babcock Teal	A. F. Everett	—	Curtiss C-6	160	—	—	—	—	—	1,623	—	—	nein	Motor
Driggs Dart	J. Laass	—	Wright-Morehouse	30	—	—	—	—	—	—	—	—	—	Motor: Kurbelwelle, Ventile

[1]) Vgl. Wertungsformen zum Ford-Zuverlässigkeits-Wettbewerb 1926.

Wettbewerbe. Coppa d'Italia 1926 für Turen- und Schulflugzeuge. Punktwertung nach: Durchschnittsgeschwindigkeit mal Ladung (Führer, Fluggast, Fracht) mal Höchstgeschwindigkeit, dividiert durch Betriebsstoffaufnahme mal Mindestgeschwindigkeit.

Die Geschwindigkeiten wurden auf einer 3-km-Meßstrecke festgestellt.

— Sonderbericht *H.* 62419.

Zahlentafel zu 62419. Ergebnisse der Coppa d'Italia 1926.

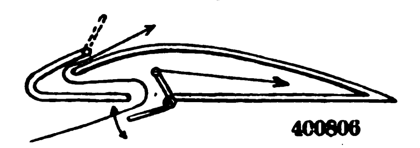
Flugzeug	Führer	Land	Motor	Leistung	Ladung	Höchstgeschwindigkeit	Mindestgeschwindigkeit	Durchschnittsgeschwindigkeit	Brennstoffaufnahme	Ölaufnahme	Punktzahl	Preis
—	—	—	—	PS	kg	km/h	km/h	km/h	kg	kg	—	—
Avia B. H. 11	Bican	Tschechoslowakei	Walter	60	240	154	67,305	131	34,74	1,87	1968	1
Macchi M. 20	Rustici	Italien	Anzani	55	185	128,7	69,327	105	33,70	2,00	1010	2
Udet U. 12	Soenning	Deutschland	Siemens	80	236,1	130	69,943	110,5	54,41	7,30	787	3
Messerschmidt	v. Conta	Deutschland	Bristol-Cherub	30	175	117,3	89,44	77,3	—	—	—	außer Wettbewerb



Luftfahrt-Patentschau.

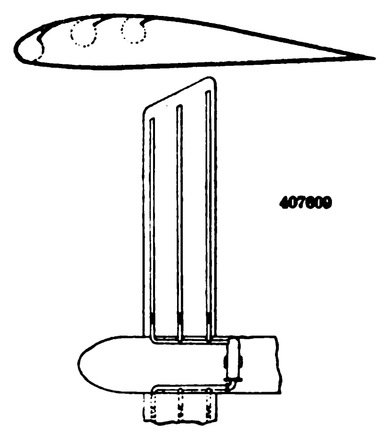
Deutsche Patente.

400806 / 77h, 5. Tragflügel für Flugzeuge mit Luftaustrittsöffnung in der Außenhaut. E. C. A. Baumann, Stuttgart. B 2. 9. 21 V 15. 10. 26. Schlitzförmige Öffnungen sind in der oberen Flügelaußenhaut derart angeordnet, daß die durch einen Ventilator o. dgl. eingeführte Luft bei Austritt aus den Schlitzen die Totluft wegspült. Es können auch auf der Flügelunterseite Löcher



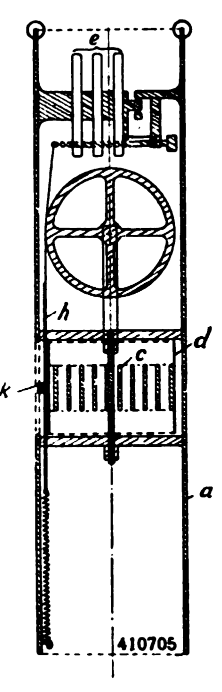
mit Verschlußklappen angeordnet sein, die als Windstützen wirken. Schließlich kann an Stelle der Regelung des Preßlufteintritts in den hohlen Tragflügel eine Regelung der Austrittsöffnung der Schlitze in der Flügeloberseite, z. B. durch einstellbare Klappen, vorgesehen sein.

407609 / 77h, 5; Zus. zu 400806. Tragflügel für Flugzeuge. E. C. A. Baumann, Stuttgart. B 29. 10. 22 V 15. 10. 26. Die Tragflügel mit Luftaustrittsöffnung in der Flügelaußenhaut nach dem Hauptpatent werden dadurch weiter ausgebildet, daß mehrere Schlitze in ver-



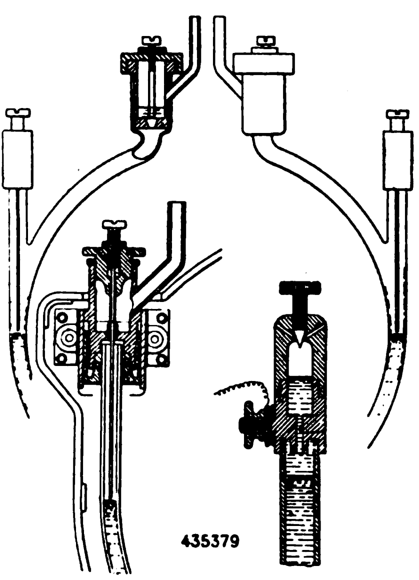
schiedenem Abstand von der Flügelvorderkante hintereinander angeordnet sind, die von getrennten Rohrleitungen beliebig mit Druckluft gespeist werden können. Die in die Schlitze mündenden, mit besonderen Absperrorganen versehenen Rohrleitungen sind aus Stoff oder dünnem Blech.

410705 / 77h, 15. Geschoß-Meteorograph. Dr. A. Wigand, Hohenheim bei Stuttgart. B 25. 12. 21 V 19. 10. 26. Luftfahrt und Artillerie haben ein starkes Bedürfnis nach regelmäßiger Messung der meteorologischen Elemente in der freien Atmosphäre bis hinauf in größere Höhen. Die Luftfahrt braucht Angaben über die vertikale Temperaturschichtung und den Wind in den verschiedenen Höhen; die Artillerie muß zur recnnerischen Berücksichtigung der Tageseinflüsse beim Schießen die Änderung der Luftdichte und des Windes in der Vertikalen kennen. — Es ist bereits der Vorschlag gemacht worden, Meteorographen hochzuschießen. Für den Einbau eines meteorologischen Registrierinstruments in ein Geschoß liegt die Schwierigkeit in der Vereinigung einer hinreichend meßempfindli-



chen Registrierung mit Sicherungsvorrichtungen und so robustem Bau, daß das Instrument die hohe Beschleunigung beim Abschuß ohne Beschädigung verträgt. Dies ist durch möglichste Vereinfachung der Konstruktion, Verwendung möglichst kleiner beweglicher Massen, zweckmäßige Wahl und Anordnung der Meßkörper für Luftdruck (Aneroid oder Röhrenfeder) und Lufttemperatur (Bimetallspirale) sowie durch Anwendung eines nicht schwingungsfähigen, mechanisch-optischen Registriersystems zu erreichen. Nach dem Patentanspruch ist als Tragkörper für den Meteorographen nebst Fallschirm ein aus einem Geschütz, Minenwerfer oder Raketenapparat abzufeuerndes Geschoß *a* benutzt und der Meteorograph derart ausgebildet, daß die Bewegung eines Aneroids *e* oder einer Röhrenfeder auf einer von einem spiraligen Bimetallthermometer *c* gedrehten Trommel *d* mit einem Lichtzeiger (Blende *k* in dem von den Dosen *e* gesteuerten Schieber *h*) photographisch registriert wird (ohne Verwendung einer Uhr), wobei durch Form und Anordnung der Meßkörper in dem vertikalen Rohr *a* für hinreichende Ventilation und ausreichenden Strahlungsschutz gesorgt ist und die Meßkörper vor Stoßbeschädigung bei Abschuß, Auswurf und Landung durch Anlegen an starre Konstruktionsteile gesichert sind. (In der Patentschrift findet sich u. a. der Hinweis auf von Dines, Aßmann, Fueß und Fergusson angegebene uhrlose Meteorographen.) Am oberen Ende des Außenrohres wird der Fallschirm befestigt, der zunächst ebenfalls im Geschoß untergebracht ist. Man stellt Ladung und Geschoßzünder so ein, daß dieser in einer vorgegebenen Höhe den Meteorographen mit dem Fallschirm freigibt.

488579 / 62b, 11. Mit Quecksilber o. dgl. arbeitender Gleichgewichtsregler für Flugzeuge. M. A. Mazade, Paris. B 3. 10. 24 V 11. 10. 26. Um den Übelstand der bisher im Gebrauch befindlichen, mit Quecksilber arbeitenden Flugzeug-



Gleichgewichtsregler zu beseitigen, der darin besteht, daß sich die Quecksilbersäule nicht allein in gefährlichen Schräglagen sondern auch infolge von Beschleunigungen uud Schwingungen o. dgl. verschiebt und somit ein unerwünschtes Anlassen des die Steuerungen beeinflussenden Hilfsmotors herbeiführt, enthält das Quecksilberrohr oberhalb des normalen Quecksilberspiegels und unterhalb des Spiegels einer nichtleitenden Flüssigkeit, die in bekannter Weise zur Dämpfung dem Quecksilber überlagert ist, kalibrierte Teile von regelbarem Querschnitt, um den Ausströmungsquerschnitt der nichtleitenden Flüssigkeit verringern und dadurch die Bewegungen der Quecksilbersäule bremsen zu können. Der kalibrierte Teil ist mit einem verstellbaren Nadelventil zur Regulierung der Drosselnng der nichtleitenden Flüssigkeit versehen. Die Abbildungen zeigen eine Ansicht des Gleichgewichtsreglers und darin links die Ausbildung der Kontakteinrichtung und rechts eine geänderte Ausführungsform der Drosseleinrichtung.

435002 / 62c, 1. Flügel für Luftschrauben. Dr.-Ing. E. Moeller, Darmstadt. B 9. 4. 24 V 5. 10. 26. Der Anspruch lautet: »Flügel für Schrauben, deren Strömungszufluß regelmäßig ist, mit ganz oder nahezu gleichbleibender Kräfteverteilung über die Flügellänge bei wechselnden Betriebszuständen, insbesondere Flügel für Luftschrauben, dadurch gekennzeichnet, daß die Kräftebeiwerte der Flügelelemente den Steigungswinkeländerungen der Relativbewegung abzüglich des Flügelverstellwinkels verhältnisgleich gewählt sind.«

Auslands-Patente.

Amerika

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift
Ass.: Patentinhaber

A. 1600008. F. C. **Mock** (Ass.: **Stromberg Motor Devices Co**), Chicago. Airplane carburetor. B 16. 1. 24 V 14. 9. 26.

Zwei durch Getriebe verbundene Vergaser-Einheiten.

A. 1600078. B. D. **Thomas** (Ass.: **Thomas-Morse Aircraft Corp.**), Ithaca, N. Y. Balancing means for airplanes. B 14. 2. 22 V 14. 9. 26.

In der Seitenflosse gelagertes, um eine wagerechte Querachse verstellbares Flächenpaar zur Behebung von Bug- oder Schwanzlastigkeit.

A. 1600079. B. D. **Thomas** (Ass.: **Thomas-Morse Aircraft Corp.**), Ithaca, N. Y. Adjusting device for ailerons of airplanes. B 14. 2. 22 V 14. 9. 26.

Einrichtung am Steuerknüppel für Querruder-Adjustierung.

A. 1600091. A. J. **Buttler,** Los Angeles, Cal. Flying machine. B 15. 12. 25 V 14. 9. 26.

Im Notfalle Tragflächenvergrößerung des Flugzeugs durch Ausschieben von Flächenteilen und Wirksamwerden einer Hubschraube.

A. 1600121. M. A. **Mazade,** Paris. Mercury stabilizer for aeroplanes, airships, and other aircraft. B 30. 9. 24 V 14. 9 26.

Über dem Quecksilber zweier U-Schenkel eine andere nichtleitende Flüssigkeit und Drosseleinrichtung zur Bewegungs-Dämpfung.

A. 1600154. J. D. **van Vliet,** San Francisco, Cal. Running gear. B 9. 8. 24 V 14. 9. 26.

Mehrere Laufräder hintereinander mit Parallelogramm-Führung.

A. 1600202. T. R. **Arden,** Bellmore (Ass.: **J. Chein,** New York). Aeroplane toy. B 30. 7. 24 V 14. 9. 26.

Modell-Flugzeug mit Federmotor.

A. 1600298. E. G. **Peterson,** Logan, Utah. Dirigible balloon and aeroplane for transporting people, express, and freight. B 15. 3. 26 V 21. 9. 26.

Schienengeführte Luftfahrzeuge.

A. 1600451. G. **Cartasso,** Oakland, Cal. Air vehicle. B 19. 11. 25 V 21. 9. 26.

Flugmaschine.

A. 1600671. G. T. R. **Hill,** Brookwood (Engl.). Control surfaces for aeroplanes. B 10. 3. 26 V 21. 9. 26.

Flugzeug mit nach hinten gezogenen Flügeln; Ruderflächen seitlich an den Enden.

A. 1600834. O. **Mader** (Ass.: H. **Junkers**), Dessau. Supporting structure for flying machines. B 30. 6. 22 V 21. 9. 26.

Hintereinander-Anordnung zweier Tragflächen; durch Drehung der hinteren zur vorderen Fläche wird der düsenartige Spalt zwischen beiden Flächen enger oder weiter.

England

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag des amtlichen Auszuges

E. 255125. M. G. **Holbeach,** Portsmouth. Apparatus for indicating the direction or angle of streamlines in fluids, particularly applicable for use in designing counter propeller devices. B 29. 1. 25 V 15. 9. 26.

Gerät zum Messen der Strömungsrichtung, insbesondere hinter Propellern zur Bestimmung von Gegenpropeller-Blattwinkeln; besteht aus axial verschiebbarer, frei drehbarer Fühlfläche mit Winkelanzeige.

E. 255240. F. H. **Page** und **Handley Page Ltd.,** Cricklewood. Bomb dropping and like release gears for releasing suspended bodies and members under tension. B 30. 7. 25. V 15. 9. 26.

Bomben-Auslösevorrichtung.

E. 255488. Goodyear Zeppelin Corporation (E. Schoettel), Akron, V. St. A. Airships. B 17. 7. 26. V 15. 9. 26.

Ballonets gefüllt mit Methan oder einem anderen brennbaren Auftriebs- oder Brennstoffgas sind inmitten der zylindrischen Heliumzellen angeordnet.

E. 255489. Goodyear Zeppelin Corporation (B. Schnitzer), Akron, V. St. A. Airships. B 17. 7. 26. V 15. 9. 26.

Behälter gefüllt mit einem Brennstoffgas, das mindestens so schwer wie das Auftriebsgas ist, werden von der mit Helium oder einem anderen unentflammbaren Auftriebsgas gefüllten Zelle umschlossen; Brennstoffgasleitungen mit Brandschutzgasmantel.

E. 255507. M. G. **Holbeach,** Portsmouth. Apparatus for indicating the direction or angle of out flow of a fuide discharge. Zus. zu 255 125. B 25. 2. 25 V 22. 9. 26.

Fühlflächen des Hauptpatents werden zu mehreren in einer Reihe angeordnet; Mittel zum Feststellen der Fühlflächen in der Strömungslage.

E. 255510. A. E. **White,** London. (**Aircraft Development Corp.,** Detroit, Mich., V. St. A). Aircraft-mooring stations. B 23. 3. 25 V 22. 9. 26.

Ankermast mit um den Umfang schwenkbarer senkrechter Schiene, an der das Luftschiff herniedergeholt wird, um in Bodennähe auf Kreisbögen auszuschwingen.

E. 255609 G. M. **Ball (War Department Eng. Div.)** Dayton, Ohio, und L. L. **Irvin,** Buffalo, V. St. A. Parachute pack constructions. B 22. 6. 25 V 22. 9. 26.

Fallschirm-Packung und Behälter.

E. 255619. Blackburn Aeroplane and Motor Co., Ltd., Leeds, und A. E. **Mills,** Ferriby. Control-gear for aircraft. B 2. 7. 25 V 22. 9. 26.

Ohne Kabelnachspannung anpaßbares Fußsteuer.

E. 255921. D. J. **Mooney (Steel Wing Co.),** London. Construction of metal framework for aircraft. B 8. 4. 25 V 22. 9. 26.

Metallspiere für Tragflächen; Gurtungen aus hohl gebogenen Blechstreifen.

Frankreich

B: Anmeldetag
V: Veröffentlichungstag der Patentschrift

F. 30805. C. **Soller.** Dispositifs libérant la sustentation dynamique des appareils de navigation aérienne de la dépendance de leur rapidité de translation permettant les translations lentes, l'arrêt facultatif et le stationnement dans l'espace. Zus. zu 595803. B 15. 5. 25 V 2. 10. 26.

Preßluft unter Flächen.

F. 30865. A. **Robert.** Parachute individuel de secours pour l'aviation et l'aérostation. Zus. zu 553653. B 30. 7. 25 V 4. 10. 26.

Kautschukseelen in den Flechtseilen zur Verkürzung bei Nichtgebrauch.

F. 30875. E. E. J. und E. A. M. **Bonneau.** Organisme d'automaticité et de controle des fonctions directrices, stabilisatrices et sustentatrices en navigation aérienne et maritime. Zus. zu 597901. B 3. 8. 25 V 4. 10. 26.

Selbsttätige Steuereinrichtungen mit Hilfe von Selenzellen und elektrischen Relais.

F. 610747. M. **Besson.** Perfectionnements apportés aux hydravions. B 8. 2. 26 V 11. 9. 26.

Konstruktions-Einzelheiten an Wasserflugzeugen.

F. 610817. M. **Blanquier** und L. **Vinay.** Sac de parachute extracteur. B 10. 2. 26 V 14. 9. 26.

Sack zur Aufnahme eines entfaltbaren Fallschirms.

F. 610829. F. X. **Bianconi.** Dispositif de signalisation pour avions. B 10. 2. 26 V 14. 9. 26.

Symmetrische Erkennungszeichen für Flugzeuge.

F. 610943. V. J. **Simon.** Perfectionnements apportés aux trains d'atterrissage des machines volantes. B 19. 12. 25 V 16. 9. 26.

Fahrgestell für Flugzeuge.

F. 610945. V. J. **Simon.** Perfectionnements apportés à la sustentation des machines volantes. B 19. 12. 25 V 16. 9. 26.

Verschiebbarkeit vom Ober- und Unterdeck relativ zum Flugzeugrumpf in gegenseitiger Abhängigkeit.

F. 611074. L. **Chauvière** und G. **Michel.** Hélice métallique aérienne et son procédé de fabrication. B 15. 5. 25 V 20. 9. 26.

Herstellung der Luftschraube aus einem einzigen Rohstück von Magnesium oder Magnesium-Legierung durch Schmieden oder Pressen.

F. 611118. G. M. **Itasse.** Petite voiturette mue par la force musculaire et l'air comprimé permettant d'aller sur l'eau, sur terre et pouvant devenir aviette. B 23. 5. 25 V 21. 9. 26.

Land-Wasser-Luft-Gefährt; Propellerantrieb durch von Muskelkraft erzeugte Preßluft.

Schriftleitung: Hauptmann a. D. G. Krupp. — Druck von R. Oldenbourg in München.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Mitteilungen an die Schriftleitung sind an die **Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt, z. H. Herrn Hauptmann a. D. Krupp, Berlin** W 35, **Blumeshof** 17, zu richten.

Für die in der Zeitschrift veröffentlichten Artikel bleiben alle Rechte vorbehalten. Nachdruck ohne Genehmigung des Verlages ist auch unter Quellenangabe nicht gestattet. — Für unverlangt eingesandte Handschriften übernimmt die Schriftleitung keine Haftung. Rückgabe unverlangter Handschriften kann mit Bestimmtheit nur erwartet werden, wenn der Sendung Rückporto beigefügt wird.

Mitteilungen, welche den **Zeitschriftenversand**, den **Anzeigenteil** oder sonstige geschäftliche Angelegenheiten betreffen, sind zu richten an R. Oldenbourg, München, Glückstr. 8. *Fernsprecher: 24931—24934. Telegramm-Anschrift: Oldenbourg München.*

Erscheinungsweise: Die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt erscheint monatlich zweimal. Sie kann durch die Post, vom Verlag und durch den Buchhandel bezogen werden.

Bezugspreis: Inland: Vierteljahrsbezug: RM. 5.—. **Ausland:** 1. Er ist gleich dem Inlandsbezugspreis bei vierteljährlichem Bezug durch das Postzeitungsamt in Ländern, bei welchen der Postbezug zugelassen ist. (Belgien, Dänemark, Danzig, Estland, Finnland, Frankreich, Großbritannien, Italien, Litauen, Lettland, Luxemburg, Niederlande, Norwegen, Österreich, Saargebiet, Schweden, Schweiz, Tschechosl. Republik, Ungarn, Memelgebiet.) 2. Bei direktem Bezug vom Verlag unter Kreuzband beträgt der Jahresbezugspreis einschl. Porto RM. 22.—. Einzelhefte RM. 1.— zuzügl. Porto.

Lieferungsbedingungen: Der Bezugspreis wird bei Postbezug durch das Postamt erhoben. Bei Bezug vom Verlag ist er zahlbar in Reichsmark oder in der in Betracht kommenden Landeswährung, gerechnet nach dem Umrechnungskurs des Zahlungstages. Rechnungsstellung erfolgt diesfalls 4 Wochen vor Beginn eines Jahrgangs.

Einzellieferung erfolgt gegen Voreinsendung des Betrages von RM. 1.— zuzügl. 5 Pf. Porto für das Inland, 10 Pf. für das Ausland. Die Lieferung geschieht auf Gefahr des Empfängers. Kostenlose Nachlieferung verlorengegangener Hefte erfolgt nicht. Überweisungen gehen zu Lasten des Bestellers.

Betriebsbedingungen: Inland: Postbezug und direkte Bestellungen beim Verlag erneuern sich von Vierteljahr zu Vierteljahr ohne förmliche Neubestellung. — **Ausland:** Bei Postbezug ist die Neubestellung stets 14 Tage vor Ablauf des Kalendervierteljahres zu erneuern. Bei direktem Bezug ist förmliche Neubestellung nicht nötig.

Bezieher, welche die Zeitschrift *direkt vom Verlag* erhalten, bekommen 14 Tage vor Ende eines jeden Jahrganges Rechnung für das kommende Jahr zugestellt. Beträge, welche innerhalb eines Monats nach Rechnungsausstellung nicht eingehen, werden zuzüglich Spesen durch Nachnahme erhoben.

Bei *Wohnungswechsel* ist an das Postamt der alten Wohnung rechtzeitig der Antrag auf Umleitung an die neue Wohnung unter Zahlung der Überweisungsgebühr (RM. 0.50) zu richten. Wird dieser Antrag nicht gestellt, so geht die Zeitschrift an die alte Postanstalt weiter. Bei verspäteter Meldung ist häufig mit dem Verlust der bei dem alten Postamt noch eingelaufenen Nummern zu rechnen, da die Postanstalten nicht verpflichtet sind, unbestellt gebliebene Hefte aufzubewahren.

Bei *Ausbleiben von Heften* liegt meistens ein Verschulden der Post vor. Beschwerden sind deshalb nicht beim Verlag, sondern sofort bei dem zuständigen Postamt zu führen. Es wird dadurch am raschesten Abhilfe geschaffen; es kann besonders in Fällen der Zustellung an unberechtigte Empfänger das Heft zurückgefordert und dem Bezieher unverzüglich nachgeliefert werden.

Anzeigen werden vom Verlag zum Preise von RM. 15.— für die viergespaltene Millimeterzeile angenommen. Bei Wiederholungen wird ein entsprechender Nachlaß gewährt. Für Vorzugsseiten gelten besondere Preise. Stellengesuche bei direkter Einsendung und Vorauszahlung 50% Nachlaß.
Schluß der Anzeigenannahme am 10. und 20. jeden Monats.

Überweisungen: Bezugsgebühren: in bar an den Verlag (Abteilg. Zeitschriften) oder auf Postscheckkonto München 4627.
Einzellieferungen in bar an Sortimentsabteilung oder auf Postscheckkonto München 5155.
Anzeigen- und Beilagegebühren in bar an Anzeigen-Abteilung oder auf Postscheckkonto München 4853.

Sonderabdrucke werden nur auf Bestellung vom Verlag gegen Erstattung der Selbstkosten geliefert. Den Verfassern von Originalbeiträgen stehen bis zu 10 Stücke des betreffenden vollständigen Heftes kostenfrei zur Verfügung, wenn ein dahingehender Wunsch bei Einsendung der Handschrift mitgeteilt wird. Nach Druck des Aufsatzes erfolgte Bestellungen von Sonderabdrucken oder Heften können in der Regel nicht berücksichtigt werden.

INHALT:

Für den Anzeigenteil und die Beilagen verantwortlich: Dr. G. Großmann in München — Druck von R. Oldenbourg in München.

Dieses Heft enthält eine Beilage vom Verlag Deutsche Motor-Zeitschrift G. m. b. H., Dresden-A 19.

ZFM
Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Herausgegeben von der
WISSENSCHAFTLICHEN GESELLSCHAFT FÜR LUFTFAHRT E.V. (WGL)
Mit Beiträgen der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen sowie der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt E.V. in Berlin-Adlershof und des Verbandes Deutscher Luftfahrzeug-Industrieller E.V. in Berlin

SCHRIFTLEITUNG:
Hauptmann a. D. G. Krupp
Geschäftsführer der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Luftfahrt E.V. (WGL)

WISSENSCHAFTLICHE LEITUNG:
Dr.-Ing. e. h. Dr. L. Prandtl
Prof a. d. Univ. Göttingen u Dir. d. K.W. Inst. für Strömungsforschung verb. m. d. Aerodynam. Versuchsanstalt, Göttingen

Dr.-Ing. Wilhelm Hoff
Prof a. d. Techn. Hochschule Berlin, Direktor d. Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt, Adlershof

VERLAG: R. OLDENBOURG, MÜNCHEN UND BERLIN

24. Heft | München, 28. Dezember 1926 | 17. Jahrgang

Dieses Heft enthält das Jahresinhaltsverzeichnis 1926


UNIVERSITY OF MICHIGAN
3 9015 08012 9698





17

1926